Близнюк В., Васильев Л., Вуль В., Климов В., Миронов А.,
Туполев А., Попов Ю., Пухов А., Черемухин Г.

Правда о сверхзвуковых пассажирских самолетах

МР
«Московский рабочий»
2000

КНИГА ИЗДАНА ПРИ УЧАСТИИ
РОССИЙСКОЙ АВИАКОМПАНИИ
«ВНУКОВСКИЕ АВИАЛИНИИ»

Авторский коллектив: В. Близнюк, Л. Васильев, В. Вуль, В. Климов, А. Миронов, А. Туполев, Ю. Попов, А. Пухов, Г. Черемухин

Научный редактор — доктор технических наук
В.Т. Климов

*Посвящается всем, кто может сказать, что
он связан с самолетом Ту-144,
кто верит в честный труд и хочет видеть
своих детей и внуков в авиации*

П 68 **Правда о сверхзвуковых пассажирских самолетах.** – М.: Моск. рабочий, 2000. – 335 с., ил.
ISBN 5–239–02044–2

Авторы — известные авиационные конструкторы — рассматривают на примере создания первого в мире сверхзвукового самолета Ту-144 возможности этого вида транспорта. Дан огромный фактический материал по схемным и конструктивным решениям. Приведены данные о конструкторах, ученых, инженерах, летчиках, рабочих, внесших выдающийся вклад в развитие сверхзвуковой авиации. Показана необходимость непрерывной цепи развития и обмена между гражданской и военной авиацией.

Издание богато иллюстрировано, в том числе уникальными фотографиями.

Адресовано ученым и специалистам, учащимся высших учебных заведений, всем, кому дорога история России и отечественной авиации.

ББК 39.5
УДК 629.735.3–057.4

ISBN 5-23

Содержание

Предисловие

В последнее десятилетие новая Россия являет собой удивительную картину. С одной стороны — это одно из крупнейших в мире государств с огромным населением, самобытной культурой, богатейшими природными ресурсами и огромной военной мощью. С другой стороны — налицо явное несоответствие состояния экономики страны новым задачам, многократное падение промышленного производства, утрата позиций в мире и отсутствие ясной программы выхода из затянувшегося кризиса.

Но наиболее настораживающим является изменение в нашем обществе шкалы ценностей, «приземление» любого труда и любых достижений, резкое увеличение числа бедных людей, повышение значения ежедневного заработка и коммерческих успехов. Но «легкие деньги» можно получить только на волне разрушения ранее созданного. Новое и значительное развитие экономики может быть реализовано только на базе изучения того опыта, который был накоплен в нашей стране за многие годы.

Одной из успешно развивавшихся в СССР индустриальных отраслей была авиационная промышленность. Постоянное создание новых военных и гражданских самолетов серьезно стимулировало науку, двигало вперед многие отрасли народного хозяйства. Наша страна всегда была обеспечена отечественными самолетами. Экспорт авиационной техники составлял важную часть экономики. В лучшие годы авиационная промышленность и смежные отрасли обеспечивали занятость для миллиона человек. Это позволяло непрерывно развивать экономику страны, осуществляя необходимые транспортные потоки и перевозку воздушным транспортом более 100 миллионов человек в год.

Сегодня Россия стоит на пороге выбора путей своего развития. Самый простой — войти в сферу международного разделения труда в качестве сырьевого придатка, продолжая строить экономические отношения на экспорте нефти и газа. Другие пути, более достойные, связаны с трудным восстановлением промышленного производства — говоря об авиации, именно сейчас для этого нужно провести тщательный анализ наших разработок, инвентаризацию сохранившихся производств и, с учетом новых условий, определить первоочередные задачи.

С этих позиций предлагаемая читателям книга известных конструкторов представляет большой интерес. В ней обобщен опыт создания сверхзвуковых пассажирских самолетов Ту-144. Показаны сложные процессы творческих решений, этапы развития программы, подробно проанализированы наиболее сложные и трагические события в освоении сверхзвуковых режимов. Авторам удалось показать внутреннюю технологию и раскрыть характер взаимодействия между институтами промышленности и конкретными людьми, накал борьбы между ведомствами. В книге много имен создателей авиационной техники. Убедительно показано, что развитие военной и гражданской авиации есть единый творческий процесс, и попытки оторвать одно от другого чреваты губительными последствиями.

Авторы выбрали особый жанр повествования, который можно определить как технические воспоминания. В ряде мест неподготовленному читателю сложно разобраться в специальных терминах. В других местах, напротив, в угоду популярности непростые процессы описаны поверхностно. Но мы уверены, что книга будет с интересом встречена читателями. Для одних — это будет историческая литература, пособие по истории естествознания. Студентам она может оказаться полезной как учебник по самолетостроительным специальностям. Но вместе с авторами я верю, что для кого-то эта книга станет практическим пособием для проектирования новых самолетов. И полностью поддерживаю общую идею книги — развитие российской промышленности следует проводить на базе принципиально новых собственных разработок в тех направлениях, где наша страна имеет созданные производства и научно-технический задел.

Е.А. Федосов, академик
Российской академии наук

От авторов

Каждая страна должна иметь научно-технические приоритеты, отражающие национальные интересы и реальные возможности промышленности. В нашей стране большинство приоритетов жестко определяются таким неизменяемым фактором, как география. Пространства России требуют мощного развития всех видов транспорта и особенно авиационного транспорта.

Мы пришли в авиацию во время Великой Отечественной войны или через несколько лет после ее окончания. Мы были свидетелями расцвета отечественной авиации и помним самоотверженность и самопожертвование людей на серийных заводах, в научных институтах и конструкторских бюро. Помним героизм летных экипажей. Помним, как трудно внедрялись реактивные и сверхзвуковые самолеты. Помним, как авиация в нашей стране превращалась из «чуда» в простой и доступный вид транспорта. При всех недостатках централизованная государственная система через отраслевые министерства обеспечивала финансирование и контроль практически за всеми сторонами деятельности авиационной отрасли.

В рамках этой системы за многие годы сложились конструкторские школы, естественно разделившиеся по типам самолетов. Среди них, безусловно, лучшей была старейшая конструкторская школа, созданная Андреем Николаевичем Туполевым, которая трудом нескольких поколений завоевала право на создание широкой гаммы самолетов — от среднемагистральных (Ту-104, Ту-134, Ту-154, Ту-204) до стратегических (Ту-95, Ту-160). Туполевская школа проектирования и внедрения самолетов опиралась на процесс непрерывного получения и постоянного накопления знаний. Военные проекты становились базой для пассажирских самолетов. Оптимальные конструктивные решения принимались одновременно на всех этапах. Конструкторские бригады работали над многими темами, что создавало возможность обеспечить нужное соотношение между хорошо проверенным «старым» и необходимым для движения вперед «новым». Огромные возможности опытного производства позволяли конструктору быстро проверять новые решения и внедрять на самолеты только хорошо отработанные системы.

После исчезновения СССР с политической карты, вопреки многочисленным прогнозам и ожиданиям, глобальная ситуация отнюдь не стала проще. Напротив, обнажились и приобрели остроту малозаметные прежде проблемы. В современных условиях наша страна как никогда нуждается в новых эффективных гражданских и военных самолетах. В связи с этим стоит первоочередная задача сохранения и передачи накопленного практического опыта в условиях разрыва между поколениями авиационных конструкторов. На пустом месте и только с теоретическими знаниями создать эффективный сверхзвуковой самолет невозможно.

Именно поэтому авторы этой книги, которые были связаны со сверхзвуковыми самолетами в течение многих лет жизни, посчитали своим долгом честно рассказать о самых ярких радостных и тяжелых страницах на сложном пути развития российской тяжелой сверхзвуковой авиации. Нам кажется, что это даст возможность читателю пройти с нами увлекательной дорогой конструкторов, создающих сложнейшую технику. При этом мы прекрасно понимаем, что в рамках книги мы можем описать только основные события.

Книга написана по рабочим материалам авторов с использованием уникальных фотографий и воспоминаний, которые нам передали наши товарищи и коллеги из ОКБ имени А.Н. Туполева, ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского, ЛИИ имени М.М.Громова, ГосНИИГА и ряда других организаций. Мы бесконечно благодарны за эту помощь и поддержку.

Верим в возрождение отечественной авиации и убеждены, что книга найдет своего читателя. Хочется также думать, что книга окажется полезной тем, кто в будущем будет заниматься проблемами новых поколений сверхзвуковых самолетов.

Начало пути | 1

В основе прогресса лежат не столько перемены,
сколько традиции. Те, кто не способен запомнить
прошлое, обречены повторять его.
Д.Сантаяна

Туполевская школа проектирования самолетов складывалась в 20-е годы в труднейших условиях развития нашего государства. Россия не имела серьезной самостоятельной авиационной науки, у нее не было необходимой технологической базы. Инициативные работы российских исследователей, единичные разработки отдельных конструкторов и даже лицензионное производство иностранных (главным образом французских) самолетов на заводах Петербурга и Москвы не меняло общей картины серьезного отставания от Запада. Нужно было срочно, практически на пустом месте, создавать аэродинамические трубы, методики испытаний, экспериментальное оборудование и приборы, одновременно проектировать самолеты, авиационные двигатели и приборы и активно внедрять новые технологические процессы. Титаническим трудом энтузиастов — пионеров российской авиации — был создан ЦАГИ, объединивший в своих рядах немногочисленный отряд специалистов московской (МГУ и МВТУ имени Баумана) и петербургской школ (ЛГУ, Гатчинская школа, аэродинамическая труба в Кучино).

Сегодня трудно представить, но первым проектом нового коллектива был абсолютно неработоспособный триплан «Комта» (аббревиатура комиссии по тяжелой авиации). Когда «Комту» привезли по железной дороге из Сарапула (где строили) в Москву и собрали на Центральном аэродроме, оказалось, что «тяжелый воздушный крейсер», как называли тогда эту деревянную машину, летать не может. До летного состояния он был доведен путем значительных доработок. Проект провалился, но он сыграл свою роль — показал всем участникам, что трудно добиться успеха, если не опираться на собственные исследования, собственные материалы, собственные конструкции.

А.Н. Туполев одним из первых пошел трудной дорогой создания своей школы проектирования самолетов: внедрение металла в конструкцию аэросаней, отработка типовых узлов, длительные ходовые испытания; применение новых алюминиевых сплавов в конструкциях глиссеров и торпедных катеров, длительные морские испытания в сложнейших климатических условиях, отработка антикоррозионной защиты; первые проекты самолетов и тяжелая борьба за монопланные схемы и широкое применение металлов; объединение накопленного опыта в конструкциях первых цельнометаллических самолетов; организация дальних и сверхдальних перелетов в разных климатических условиях для проверки правильности пути и принятых конструктивных решений.

Целенаправленная работа привела к следующим результатам:

1922 год. АНТ-1 — первый самолет, одноместный спортивный свободнонесущий моноплан. Единственный самолет Туполева смешанной конструкции: дерево с элементами из металла.

1924 год. АНТ-2 — первый советский цельнометаллический пассажирский самолет, его создание — школа для работы над последующими самолетами.

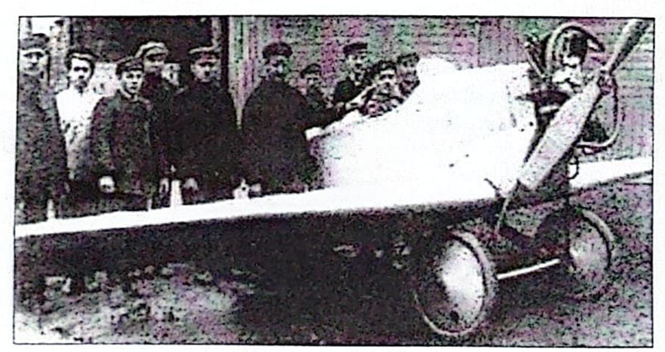
1925 год. АНТ-3 — первый советский цельнометаллический серийный самолет.

1925 год. АНТ-4 — первый советский двухмоторный тяжелый бомбардировщик (ТБ-1). Прототип всех тяжелых бомбардировщиков мира.

1927 год. АНТ-5 — первый советский цельнометаллический самолет-истребитель (И-4).

1929 год. АНТ-9 — первый советский трехмоторный пассажирский самолет. Выполнял международные полеты.

1930 год. АНТ-6 — первый советский четырехмоторный тяжелый бомбардировщик (ТБ-3), самый мощный в мире боевой серийный самолет, родоначальник будущих «летающих крепостей».

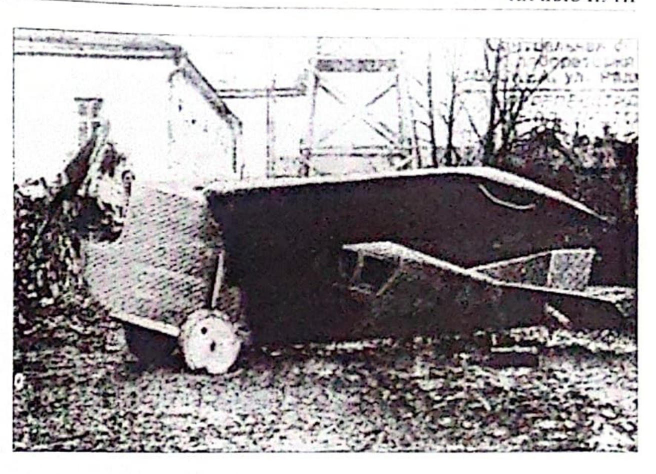


1922 год. Первый самолет (АНТ-1) и первые конструкторы. А.Н. Туполев (шестой слева)

1933 год. АНТ-31 — первый советский цельнометаллический самолет-истребитель со свободно несущим монопланным крылом.

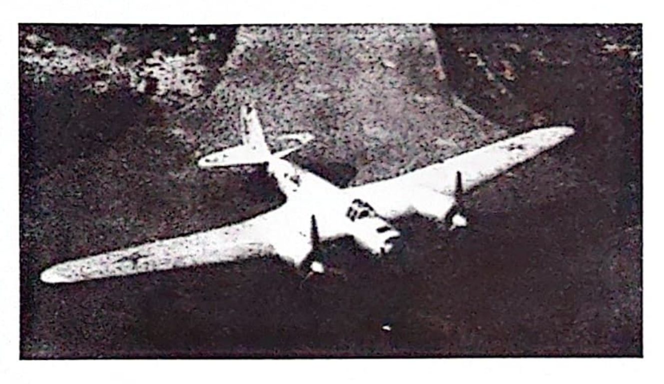
1934 год. АНТ-20 — восьмимоторный самолет-гигант «Максим Горький».

Оценивая результаты первого этапа развития российской авиации и ЦАГИ, А.Н. Туполев писал: *«Надо сказать, что экзамен мы выдержали, и выдержали на отлично. Об этом говорит как хронометраж полетов, так и отзывы европейской прессы, усиленно искавшей конструкторов и строителей наших самолетов на территории, кажется, всех государств, за исключением СССР. Значит, мы уже вровень с ними, значит, в деле конструирования и опытного строительства мы встаем в одну линию.*



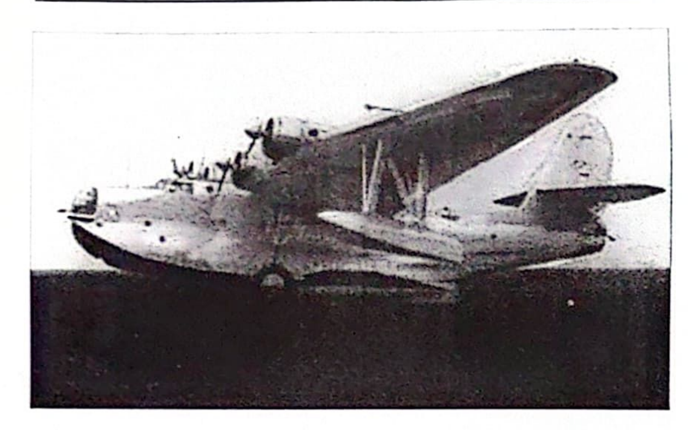
Год спустя. Первый советский цельнометаллический самолет АНТ-2

Где же кроется причина наших успехов? Что дало нам возможность в столь короткий срок получить такие хорошие результаты? Здесь следует в первую очередь отметить теоретическую подготовленность к работе, участие в работе всего комплекса лабораторий института (ЦАГИ. — Авт.) и затем планомерность ее организации и выполнения.



Десять лет спустя (1933 год). Самолет АНТ-40 (СБ) на рулежной дорожке

В большинстве вопросов опытного строительства необходимо постоянно опираться на экспериментальный материал, не ограничиваясь только теоретическими расчетами. Наличие в составе института лабораторий: аэродинамической, испытания материалов и винтомоторной — делало намеченную программу реально осуществимой. Постепенно, шаг за шагом, в этих лабораториях прорабатывались все вопросы, возникавшие в процессе развертывания работ по опытному строительству. Экспериментально-аэродинамическая проработка сначала отдельных элементов, а затем и общей их увязки в определенной конструктивной схеме производилась в аэродинамической лаборатории при самом тесном взаимодействии экспериментатора и конструктора. То же самое наблюдалось и при работе других лабораторий, особенно лаборатории испытания материалов. В вопросах прочности создаваемых конструкций было столько нового, начиная от работы отдельных конструктивных элементов и до их взаимодействия в суммарной работе всей конструкции, что без наличия поставленных в самом широком масштабе статических испытаний едва ли можно что-либо сделать... В процессе проработки задания (в ЦАГИ. —



15 лет спустя (1938 год). Морской торпедоносец-бомбардировщик АНТ-44бис



20 лет спустя (1943 год). Последний АНТ и первый Ту — истребитель АНТ-63ПП / Ту-1 — прототип массового бомбардировщика Ту-2

Авт.) выработался целый ряд оригинальных методов, оживляющих идею конструкции в достаточном размере для вынесения над нею того или иного приговора. Особенно плодотворной в этом смысле оказалась лепка моделей и увязка конструктивных элементов в натуру как на чертежах, так и на деревянных макетах. Последний метод особенно продуктивен там, где надо иметь суждение о комфорте, обзоре, достаточности хода ручки и пр., т.е. в тех случаях, когда чертеж не вызывает у большинства людей конкретных «осязаемых» представлений. Несмотря на очень большую кропотливость и относительно высокую стоимость создания, скажем, кабины летчика с размещением в ней решительно всех приборов, с ручкой и педалями, перемещающимися так, как на действительном аппарате, следует признать, что, в конечном счете, этот метод дает громадную экономию и во времени и в стоимости и устраняет много неизбежных в противном случае ошибок».

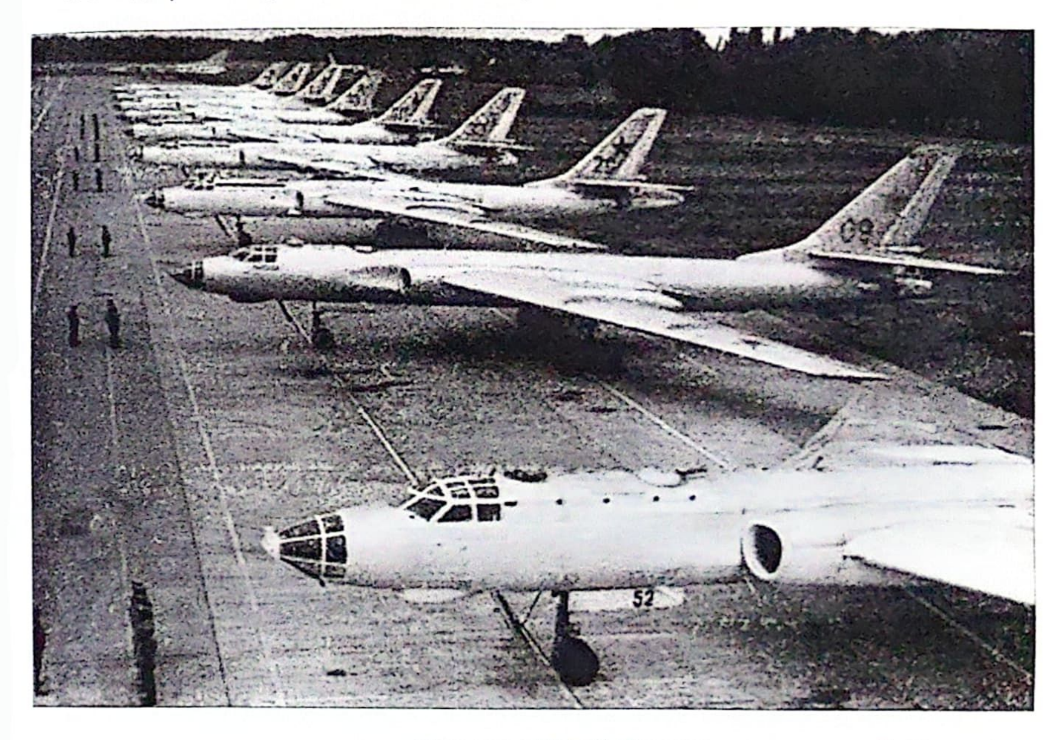
Эту выстраданную и хорошо сформулированную позицию Андрей Николаевич пронес через всю свою жизнь. В более позднее время он только более ярко и четко разделил задачи опытного и серийного самолетостроения. Туполев писал: *«Самолеты нужны стране как черный хлеб. Можно предлагать пралине, торты, пирожное, но незачем, нет ингредиентов, из которых они делаются. Следовательно: а) нужно выработать доктрину использования авиации, основанную на проектах реально возможных машин; б) на базе уже освоенной технологии и производственных возможностей создавать машины, пригодные для крупносерийного производства; в) если эти образцы по своим данным будут немного отставать от западных — черт с ним, возьмем количеством; г) чтобы между количеством и качеством не возник непоправимый разрыв, необходимо: всемерно развивать технологию опытного самолетостроения, освободив его от забот по серии, для чего создать на заводах достаточно сильные серийно-конструкторские бюро; опытные КБ загружать двумя видами задач: новыми образцами для передачи в серию и перспективными машинами, по своим данным резко вырывающимися вперед».*

Особенно эффективно эти принципы были реализованы после Великой Отечественной войны, в эпоху развития реактивной авиации:



25 лет спустя (1948 год). Новые технологии и новые двигатели. Летающая лаборатория Ту-4ЛЛ в ЛИИ имени Громова. На самолете установлен для испытаний двигатель НК-12

1947 год. Ту-4 — серийный четырехмоторный стратегический бомбардировщик.
1947 год. Ту-12 — первый опытный реактивный самолет.
1949 год. Ту-14 — первый опытный высотный реактивный самолет.



30 лет спустя (1954 год). Первые реактивные самолеты Ту-16 на аэродроме



30 лет спустя (1953–1955 годы). Первый реактивный пассажирский самолет Ту-104 в аэропорту Шереметьево

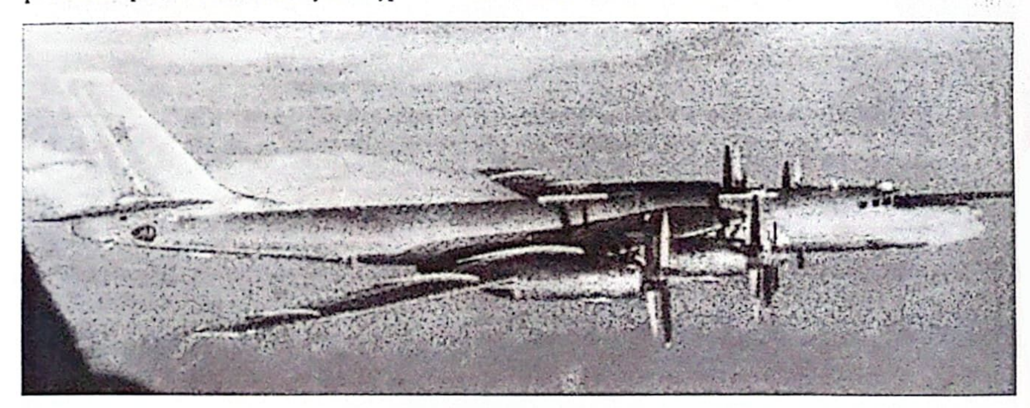
1952 год. Ту-16 — первый крупносерийный тяжелый двухмоторный стратегический бомбардировщик-ракетоносец со стреловидным крылом.

1952 год. Ту-95 — серийный скоростной тяжелый бомбардировщик со стреловидным крылом и четырьмя турбовинтовыми двигателями.

1955 год. Ту-104 — первый серийный реактивный лайнер (использовался в семи авиакомпаниях, перевезено более 100 миллионов пассажиров).

1957 год. Ту-114 — первый серийный межконтинентальный лайнер с турбовинтовыми двигателями и крейсерской скоростью 800–850 км/час.

1960 год. Ту-124 — первый советский ближнемагистральный пассажирский самолет и первый в мире пассажирский самолет с двухконтурными двигателями.



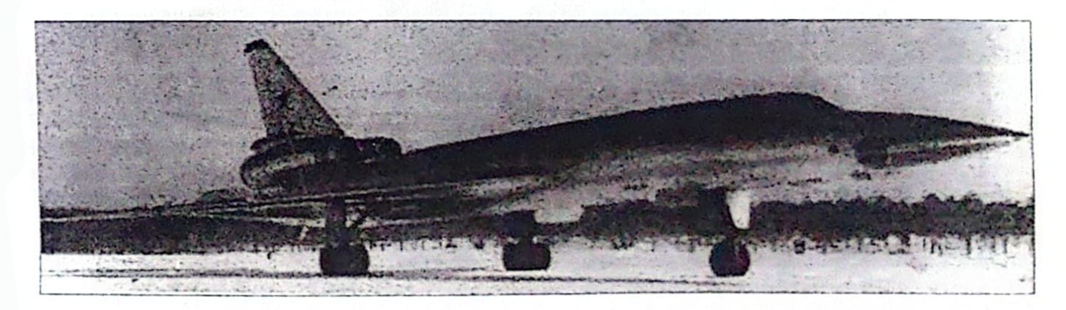
35 лет спустя (1958 год). Первый стратегический реактивный бомбардировщик Ту-95

К началу 60-х годов в СССР была развернута мощнейшая система самолетостроения, возглавляемая Министерством авиационной промышленности. МАП координировал как опытное, так и серийное производство, организацию научных исследований, распределение бюджетных средств и деятельность опытных конструкторских бюро. Установка руководства страны на создание разработок высочайшего мирового уровня, независимая система оценки проектов научными институтами как промышленности, так и Заказчика (к которому традиционно относились Министерство обороны и Министерство гражданской авиации), высокий уровень ответственности за выполнение государственных заданий, сложившаяся внутренняя система соревнования и соперничества между ОКБ по типам самолетов обеспечили в то время чрезвычайно высокий уровень характеристик отечественной авиационной техники. Этот уровень поддерживался как за счет собственных исследований, так и за счет внедрения зарубежного опыта, который привлекался путем копирования отдельных образцов и систем, покупкой лицензий наиболее заметных достижений в области самолетостроения, двигателестроения и приборостроения. Проводя сравнение отечественной авиационной техники того периода и аналогичной западной, можно смело утверждать, что в начале 60-х годов конструкторское бюро А.Н. Туполева и авиационная промышленность СССР в целом были в состоянии выполнить любую задачу, поставленную перед конструкторами.



Андрей Николаевич Туполев. 1948 год. Начало эры реактивных самолетов

Общеизвестно, что развитие гражданских самолетов всегда шло по пути повышения высоты и скоростей полета. На начальном этапе важнее всего было уйти от болтанки и непогоды на крейсерской высоте. Это реализовалось за счет повышения высотности двигателей и создания герметичных кабин (одна из первых герметичных кабин была создана В.А. Чижевским). Но поршневыми самолетами пользовались только те пассажиры, кому «надо было быстро», что, однако, не всегда оправдывалось из-за погодных условий на трассе. Пассажир выбирал способ передвижения из железнодорожного, морского и воздушного транспорта в зависимости от его личного желания, материальных возможностей и цели перемещения. При этом пассажир, выбравший полет на самолете, выигрывал во времени далеко не всегда. Только появление реактивной авиации и резкое увеличение высоты полета решило «транспортную задачу» в пользу самолетов. Практически пропала болтанка, уменьшилось влияние по-



Первый скоростной бомбардировщик Ту-22



Руководители страны, принимавшие все решения по авиации, и летчики (слева направо): Л. Брежнев, Д.Устинов, Н. Подгорный, А. Косыгин, В. Бендеров Б. Бугаев, П. Дементьев (докладывает)

годы и недосягаемо для земного транспорта выросла скорость полета — появилась возможность за 6–8 часов перелететь из Европы в Америку. Стали ускоренными темпами строиться самолеты, аэродромы и аэропорты, вводиться системы управления воздушным движением. Появилась новая авиационная транспортная система, завоевавшая мир.

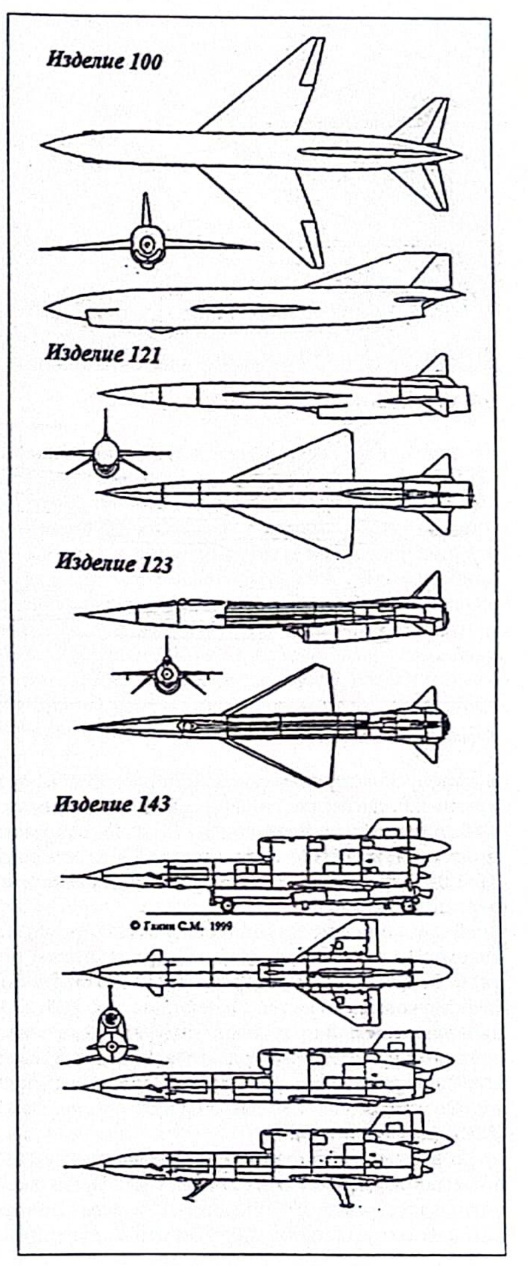
Конструкторы достаточно быстро выбрали скоростные пределы дозвуковых самолетов. Уже первые пассажирские самолеты, созданные, как правило, на базе военных образцов, имели на крейсерском режиме скорости, соответствующие M=0,7–0,8. Практически и теоретически можно было легко достигнуть крейсерской скорости до M=0,85, и фирмы за это боролись, но чего стоили эти 5%! Например, на беспосадочных трассах более 10 000 км это давало максимальный выигрыш не более 3/4 часа. Но это приводило к значительным техническим и научным трудностям, существенно удорожая программы.

Успехи в создании в 50-е годы сверхзвуковых боевых самолетов, в том числе и тяжелого класса, создали благоприятную почву для изучения возможности внедрения в гражданскую авиацию сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). История появления проектов СПС уходит корнями в первые послевоенные годы, когда в США, Великобритании и СССР было предложено несколько гипотетических проектов, правда, весьма далеких по своим техническим решениям от практической реализации. Детальный анализ и дальнейшая проработка предложенных проектов СПС на базе первых сверхзвуковых бомбардировщиков показали, что создание эффективного конкурентоспособного СПС путем модификации военного самолета неразумно, — из-за качественно иных требований к гражданским самолетам. СПС должен был обеспечить длительный крейсерский полет на скоростях, соответствующих как минимум M=2–3, при специфике задачи по доставке пассажиров живыми, что требовало значительного повышения надежности работы всех элементов конструкции самолета, при условии более интенсивной эксплуатации с учетом увеличения дальности полетов на сверхзвуковых режимах. Постепенно, анализируя все возможные варианты технических решений, авиационные специалисты, как в СССР, так и на Западе, пришли к твердому мнению, что экономически эффективный СПС необходимо проектировать как принципиально новый тип летательного аппарата.

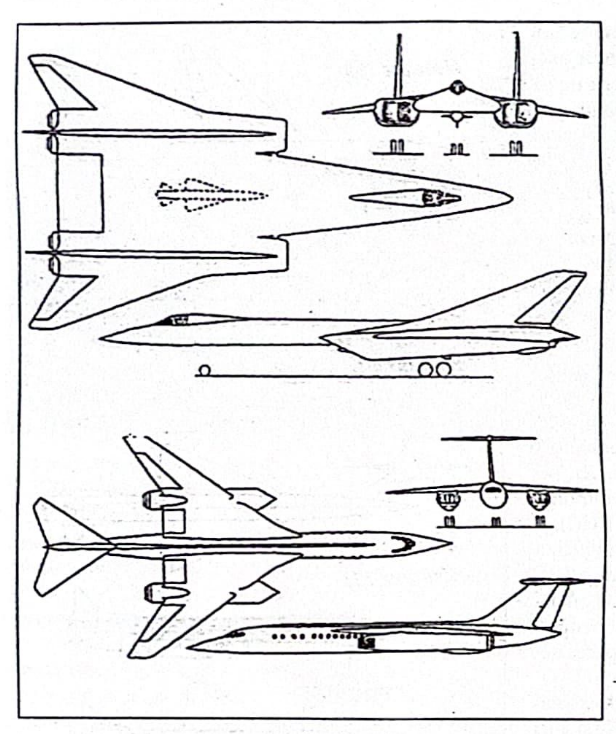
Руководители ОКБ Туполева в начале 60-х годов: А. Бонин, И. Незваль, С. Егер, Л. Роднянский, А. Туполев, А.Н. Туполев, Н. Базенков, К. Минкнер, Д. Марков

К 60-м годам сложилась ситуация, когда для удовлетворения перевозок, особенно через Атлантический океан, при имеющихся и строящихся аэропортах необходимо было увеличить производительность самолетов (число пассажиров) и из-за числа взлетов-посадок, и из-за загруженности семи атлантических трасс продольного эшелонирования. Авиационный мир увидел решение этой проблемы в создании высокопроизводительных сверхзвуковых самолетов (СПС), и все крупные авиационные фирмы включились в гласный или негласный конкурс проектов СПС. Такой самолет имел более высокий эшелон на всей трассе полетов, что открывало второй «этаж» для планирования воздушных трасс, недоступный для дозвуковых самолетов.

Европейцы (англичане и французы) смело начали решать эту проблему в металле. Если бы их «Конкордов» было сделано более 200 (как они рассчитывали) и полеты происходили каждый день, стоимость билета приближалась бы к первому классу (сейчас она примерно на 20% выше). Это устроило бы большинство деловых людей. Сложные процессы выбора разработчика проходили и в других странах. В США конкурс на создание американского СПС выиграла фирма Боинг. При этом одновременно эта фирма нашла возможность решить проблему роста производительности более дешевой ценой — увеличением пассажировместимости дозвуковых самолетов выше 250–300 пассажиров — и сделала первый широкофюзеляжный самолет «Боинг-747», оказавшись сначала на грани краха из-за общей эйфории по сверхзвуковым перелетам и страха перед гибелью сотен пассажиров в одном происшествии. Решение Правительства США об отка-



Беспилотные летательные аппараты — предшественники Ту-144



Варианты изделия «135»

се от приоритета по сверхзвуковым самолетам (приоритет был отдан программе полета человека на Луну) заставил фирму Боинг сосредоточиться на программе широкофюзеляжных самолетов.

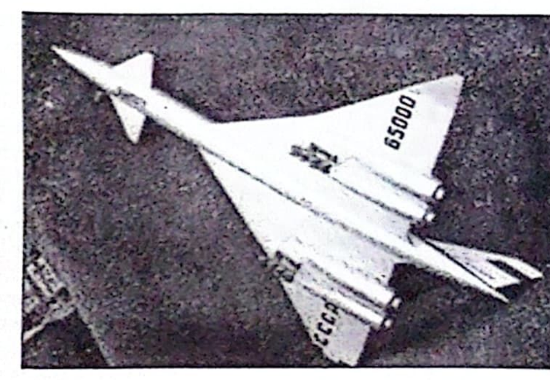
Именно в этих условиях принималось решение о проведении исследований, а затем и о проектировании и строительстве сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.

Фундаментальные исследования по аэродинамике больших скоростей были начаты еще в начале 40-х годов, а в 1946 –1947 годах получены важные результаты на основе работ, проведенных группой ученых под руководством С.А. Христиановича в АДТ околозвуковых скоростей Т-106. Это позволило установить ряд основополагающих законов аэродинамики больших скоростей. На основе этих исследований были созданы первые реактивные отечественные самолеты с прямым крылом.

Важнейшим вкладом в создание околозвуковых и сверхзвуковых самолетов были фундаментальные исследования ЦАГИ по стреловидным крыльям, обеспечившим решение основных вопросов аэродинамики, устойчивости, аэроупругости и прочности самолетов со стреловидным крылом. Развитие реактивной авиации в эти годы происходило очень быстрыми темпами. В 1947 году был создан серийный самолет МИГ-15 со стреловидным крылом χ=35, а в январе 1949 года на опытном самолете ЛА-176 с крылом χ=45 в полете со снижением была получена сверхзвуковая скорость M=1,04. В феврале 1950 года на серийном самолете МИГ-17Ф уже в горизонтальном полете был преодолен «звуковой барьер».

В изучении сверхзвуковых скоростей огромную роль сыграло создание АДТ со сверхзвуковым потоком. Это удалось сделать благодаря открытию ученых ЦАГИ (введение перфорации в рабочей части АДТ) и модернизации трубы Т-112. По опыту Т-112 в 1953 году в ЦАГИ была создана большая АДТ сверхзвуковых скоростей с рабочей частью 2,25х2,25 м с диапазоном чисел M от 0,6 до 4,0 и с переменным давлением. В проведенных исследованиях был установлен ряд новых закономерностей для стреловидных крыльев при переходе через скорость звука. Изучался и другой путь перехода на сверхзвуковые скорости полета, заключавшийся в применении крыльев малого удлинения с тонкими профилями. Он явился основой для создания компоновок сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом (МИГ-21, Су-9 и т.п.).

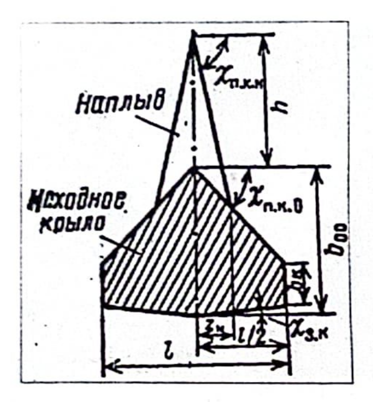
Ко времени начала работ по разработке Ту-144 в СССР практически существовали две научные школы: В.В. Струминского и П.П. Красильщикова. В.В. Струминский был ярым поборником стреловидных крыльев, доходчиво объяснял свою позицию: «Представьте себе трубу с плоским дозвуковым потоком U и установленное в ней перпендикулярно потоку некоторое бесконечное крыло A постоянной ширины. Естественно, что подъемная сила и сила сопротивления будут определяться параметрами потока U. Теперь заставьте крыло А двигаться вдоль своей оси со скоростью W, тогда суммарная скорость, с которой будет обтекаться крыло, составит скорость V, но силы, действующие на крыло, все равно будут определяться скоростью U (без учета сил трения). Так как $V>W$, то при дозвуковой скорости U можно получить сверхзвуковую скорость, тем большую, чем больше стреловидность крыла χ». Очевидно, что нельзя сделать бесконечное крыло, и у стреловидного крыла середина и концы крыла будут обтекаться с большими различиями. Из-за этого эффективность стреловидного крыла снижается по сравнению со скользящим крылом, что в современных исследованиях аэродинамики пытаются (и достаточно успешно) компенсировать подбором и использованием разных бортовых и концевых профилей крыла. П.П. Красильщиков выступал за применение крыльев малого удлинения и ромбовидных крыльев серии РК. Высокое положение В.В. Струминского, его научный авторитет, известная всем «напористость» привели к тому, что большинство отечественных истребителей и даже сверхзвуковые бомбардировщики (например Ту-22 и Ту-128) имели стреловидные крылья с углами стреловидности χ= 55. К сожалению, это ограничивало возможности конструкторов. Более того, мировой опыт свидетельствовал (в первую очередь, фирмы Дассо), что даже истребители по схеме «бесхвостка» имеют большие возможности и серьезные конструктивные преимущества. В ОКБ А.И. Микояна и ОКБ П.О. Сухого были проведены прямые сравнения двух схем. Были построены самолеты одной размерности со стреловидным и треугольным крылом (Е-2 и Е-4 у Микояна, Су-7 и Су-9 у Сухого) и детально обследованы их характеристики. Результаты анализа ясно показали преимущества компоновок самолетов с крыльями малого удлинения.



Модель самолета Ту-135

В ОКБ А.Н. Туполева с конца 1948 года практически непрерывно проводились поисковые работы по оптимизации компоновок тяжелых самолетов. Сам Андрей Николаевич очень любил проекты со стреловидными крыльями, разделяя идеи В.В. Струминского, и применял такие схемы для скоростных дозвуковых самолетов. Но это не мешало постоянно вести в ОКБ исследования по «примерке» собственных конструктивных решений на другие аэродинамические схемы. Были проведены сравнительные анализы самолетов «Авро-707», «Вулкан», «Конвер F-102» и многих других. Интересно, что выводы были в пользу компоновок и схем типа «бесхвостки», однако, в соответствии с рекомендациями ЦАГИ, реальные проекты ОКБ (темы «105» и «106») были выполнены со стреловидными крыльями. Первый проект ОКБ с треугольным крылом (тема «108») был заморожен, и результаты этой разработки были затем использованы только в работах по самолету Ту-144.

Серьезным толчком к пересмотру концепций сверхзвукового полета стали дискуссии в отечественной и иностранной печати, которые прошли в конце 1955 года. Многими работами была подтверждена универсальность действия т.н. околозвукового «правила площадей». Суть этого правила заключается в том, что волновое сопротивление может быть минимизировано, если площадь поперечного сечения самолета будет изменяться по длине самолета так, чтобы распределение площадей по длине было таким же, как у тела вращения минимального сопротивления. И хотя это правило было давно и строго доказано для больших дозвуковых скоростей, в конце 50-х годов были получены убедительные доказательства того, что применение «правила площадей» позволяет получить приемлемые характеристики качества сверхзвукового самолета до M=2,5. Однако практическая реализация этих правил требо-



Крыло сложной формы в плане (1959 год)

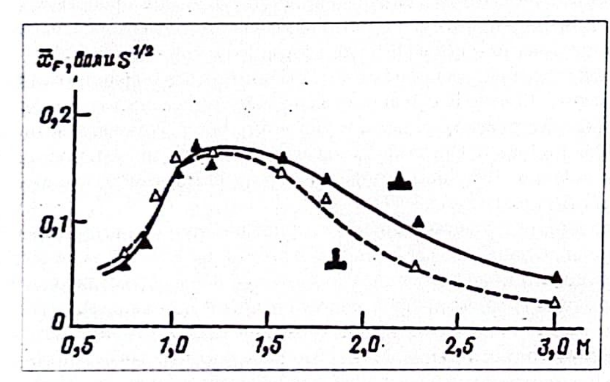
вала нахождения новых форм сверхзвуковых самолетов. Треугольные и т.н. «дельтавидные» формы крыла в плане давали максимальный простор творчеству конструкторов, позволяя им оптимальным способом решить множество задач: поместить достаточный запас топлива, разместить блоки оборудования, создать необходимый комфорт для пассажиров, вписаться в действующую инфраструктуру аэропортов и управления воздушным движением.

В 1955 году можно было найти материалы по «бесхвосткам» А. Липпиша, Хоффмана, летающему крылу ХВ-35, YB-49, опубликованные отчеты фирм Норттроп, Мессершмитт, данные по отечественным опытным конструкциям Бартини, Москалева и других, но никаких серьезных материалов по поведению этих схем на сверхзвуковых режимах не было. Так же, как не было никаких материалов по характеристикам крыла на переходных режимах, и особенно на взлетно-посадочных режимах. Несмотря на это, в отделе технических проектов под руководством С.М. Егера постоянно проводились серьезные исследования и эскизные проработки самолетов различного типа и назначения.

21 июня 1958 года в небо поднялся сверхзвуковой самолет Ту-22. На этом самолете в ОКБ Туполева был пройден самый трудный и драматический этап практического освоения сверхзвуковой области полета, позволивший получить бесценный опыт решения проблем устойчивости и управляемости многорежимных тяжелых самолетов. В конце 60-х годов с учетом накопленного опыта была проведена глубокая модернизация самолета Ту-22, в результате которой был создан первый в России сверхзвуковой бомбардировщик Ту-22М, на котором вскоре была достигнута скорость, соответствующая числу M=2. Чрезвычайно результативными оказались работы по беспилотным самолетам.

Определенный толчок работам по СТС дало известное Постановление Совета Министров СССР №1057-437 от октября 1960 года, согласно которому:

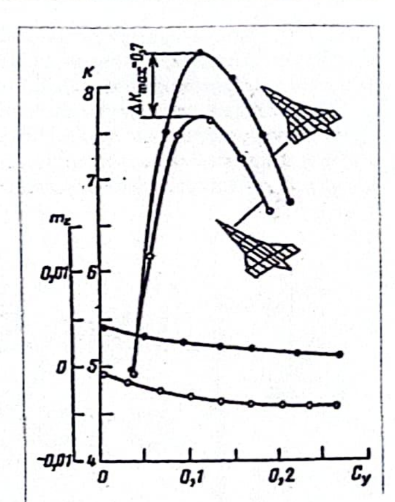
• ОКБ В.М. Мясищева передавалось в качестве филиала в КБ В.Н. Челомея и освобождалось от проектирования и разработки сверхзвукового носителя М-56. Вопрос по проектам М-50, М-52 и РСР должен был быть решен дополнительно.



Первые экспериментальные результаты, подтвердившие принцип построения несущей поверхности с заданной разницей в положениях аэродинамического фокуса (1960 год)

• ОКБ А.Н.Туполева, в связи с прекращением работ по М-56, должно было в 3-х месячный срок дать предложения по созданию дальнего сверхзвукового самолета-носителя и дальнего сверхзвукового самолета-разведчика с рассмотрением возможности серийной постройки их на заводе № 22 в Казани (Теперь КАПО имени Горбунова. — *Авт.*).

В рамках этой работы, получившей по КБ название «135», было рассмотрено большое количество проектов сверхзвуковых дальних самолетов. В течение почти пяти лет была проведена работа по обоснованию систем, рассмотрены конкретные схемы силовых установок, систем вооружения и оборудования. Число двигателей, в зависимости от величины их тяги, менялось от четырех до шести. В ходе работ по выбору оптимальной аэродинамической схемы самолета было изготовлено 14 моделей самолета «135», на которых в ЦАГИ были проверены 6 вариантов крыла. Еще на 6 вариантах были проверены взлетно-посадочные характеристики и характеристики на дозвуковых скоростях. На моделях выбирались органы управления, характеристики устойчивости и управляемости. В результате работ по выбору оптимальной схемы самолета разработчики выбрали схему «утка» с плавающим ПГО, треугольным крылом с переменной стреловидностью по передней кромке, одним килем, разнесенными по размаху крыла спаренными мотогондолами. Выбранная компоновка позволила получить достаточно высокие для своего времени расчетные показатели.



Экспериментальное подтверждение значительного выигрыша в величине K_{max} за счет оптимизации срединной поверхности крыла

В начале 60-х годов в ЦАГИ начались исследования нового класса несущих поверхностей — крыльев сложной формы в плане. Такие крылья представляют собой комбинацию исходного крыла умеренного удлинения и вытянутого вперед наплыва с очень малым удлинением. При этом формы в плане исходного крыла и наплыва могут быть различными, например исходное крыло может иметь трапециевидную, стреловидную, треугольную форму, а наплыв может быть треугольным, готическим, прямоугольным и т.д.

Л.Е. Васильев еще в 1959 году показал, что путем соответствующего выбора геометрических параметров исходного крыла и наплыва можно построить несущие поверхности с заданной, в том числе и с нулевой, разницей в положениях аэродинамического фокуса при малых дозвуковых скоростях и при заданной сверхзвуковой крейсерской скорости. Тем самым была решена проблема продольной балансировки без значительных потерь аэродинамического качества при сверхзвуковых скоростях для любого самолета, выполненного в бесхвостой схеме или схеме с маленьким горизонтальным оперением.

Дальнейшие расчетные и экспериментальные исследования в ЦАГИ (Л.Е. Васильев, В.С. Кузнецов, Ю.А. Чирков) выявили, наряду с указанной фундаментальной особенностью, еще целый ряд важных свойств крыльев сложной формы в плане. Оказалось, что:

• при дозвуковых скоростях несущие свойства крыльев сложной формы в плане имеют нелинейный благоприятный характер и сохраняются до больших углов атаки, поэтому располагаемая подъемная сила у таких крыльев значительно выше, чем у исходных крыльев;

• благодаря очень большим хордам в наплывной части крылья сложной формы в плане позволяют практически реализовать очень маленькие относительные толщины профилей C_{max} = 2–2,5 %, что приводит к уменьшению волнового сопротивления и повышению максимального качества при M>1 и обеспечивает получение больших полезных объемов для размещения топлива;

• подъемная сила у крыльев сложной формы в плане создается на большой длине по потоку, что позволяет ослабить звуковой удар (Ю.Л.Жилин);

• благодаря большим хордам и соответственно большим числам Рейнольдса крылья сложной формы в плане имеют малые коэффициенты сопротивления трения при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях полета;

• при сверхзвуковых скоростях полета применение крыльев сложной формы в плане обеспечивает достижение высокого уровня аэродинамического совершенства;

• крылья сложной формы в плане обладают благоприятными конструктивными и прочностными характеристиками.

Не случайно составные крылья сложной формы в плане нашли широкое применение и в России, и за рубежом. Отметим, что значительная часть экспериментальной информации в ЦАГИ была получена на моделях, разработанных ОКБ Туполева.

Основные конструктивные решения по самолету Ту-144, связанные с выбором аэродинамической компоновки опытного и серийного самолетов, определением летных данных, выбором состава и структуры функциональных систем, законов управления самолетом, были проведены на основании внедрения самых современных научных разработок и собственного опыта специалистов ОКБ.

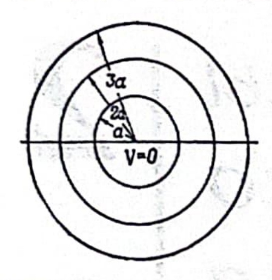
2 Проблемы сверхзвукового полета

Опытность есть школа, в которой уроки обходятся нам очень дорого. Но это единственная школа, в которой можно чему-нибудь научиться.

Б. Франклин

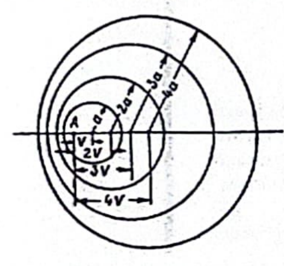
1. Немного прикладной аэродинамики

В аэродинамике обычно используют принцип обращения движений, согласно которому задача об установившемся движении тела со скоростью V_∞ в покоящемся газе эквивалентна задаче об обтекании неподвижного тела однородным потоком, имеющим вдали от тела скорость V_∞, равную скорости полета. Справедливость этого подхода базируется на известном понятии об относительности движений. В дальнейшем изложении мы будем часто говорить о сверхзвуковых и дозвуковых обтеканиях тел, имея в виду указанную эквивалентность задач полета и обтекания тел. На этом принципе базируется широкое применение в экспериментальной аэродинамике аэродинамических труб, в которых неподвижные модели летательных аппаратов обтекаются набегающим потоком воздуха.



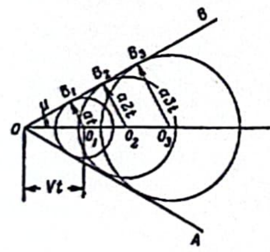
Распространение звуковых волн в неподвижном воздухе

Обтекаемое потоком газа тело создает определенные изменения или возмущения параметров газа, например, скорости, давления, плотности и т. д., по сравнению с параметрами невозмущенного набегающего потока вдали от тела, т.е. с параметрами потока на бесконечности. Основным механизмом формирования течений является способность газа передавать возмущения параметров газа от места их возникновения в дальнее поле в виде сферических волн возмущений. Обычно для хорошо обтекаемых тел возмущения параметров газа являются малыми величинами по сравнению с исходными параметрами. Типичным примером образования малых возмущений и их передачи в пространстве являются звуковые сигналы, формируемые человеком в процессе речи и распространяющиеся в пространстве со скоростью звука, составляющей для воздуха при нормальных условиях (при температуре 15°С) значительную величину: a=340 м/с. Подчеркнем, что при этом сами возмущения скорости, например, могут быть сколь угодно малыми величинами. По аналогии скорость распространения малых возмущений в произвольных течениях газа часто также называют скоростью звука, a. Для адиабатических течений местная скорость звука определяется местной статической температурой газа, T. Для воздуха, например, местная скорость распространения малых возмущений, или иначе скорость звука $a=20{,}1\sqrt{T}$. Таким образом, в различных точках потока скорости звука могут иметь разные значения.



Волны, сопровождающие точечное тело, которое движется со скоростью *V*, меньшей скорости звука *a*

Естественно ввести в рассмотрение параметр, характеризующий соотношение между местной скоростью газа, V, и местной скоростью звука, a. Таким общепринятым параметром стало число Маха, M=V/a, названное так в честь известного австрийского физика Эрнста Маха, который впервые ввел это число в обращение. Число M является одним из важнейших параметров в механике жидкости и газа. Оно характеризует влияние сжимаемости газа и является параметром подобия, но прежде всего число Маха позволяет классифицировать течения. Если число M<1 всюду в поле обтекания, то такие течения называются дозвуковыми. Течения с числами $M_\infty>1$ называются сверхзвуковыми. В околозвуковых течениях при $M_\infty\sim1$ могут существовать дозвуковые и сверхзвуковые зоны. Течения с числами $M_\infty>>1$ называются гиперзвуковыми.



Волны, сопровождающие точечное тело, которое движется со скоростью *V*, большей скорости звука *a*

Распространение звуковых волн при изменении скорости полета

Указанные течения радикально отличаются между собой. Оказывается, что эти течения описываются разными типами уравнений в частных производных.

На высотах полета H=11-30 км температура стандартной атмосферы постоянна: T=216K, и, следовательно, скорость звука на этих высотах также постоянна: a=295 м/с. Если, например, сверхзвуковой пассажирский самолет летит на высотах H≥11 км со скоростью, соответствующей числу M=2,0, то это означает, что его скорость V=Ma=590м/с=2124 км/час. Если же дозвуковой пассажирский самолет летит на высоте H=11 км со скоростью полета, соответствующей числу M=0,8, то его скорость V=Ma=236 м/с=910 км/час.

Число M является критерием сжимаемости газа. Действительно, изменение плотности ρ вдоль любой адиабатической элементарной струйки газа при отсутствии скачков уплотнения определяется соотношением:

$$\rho=\rho_O\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}},$$

где ρ_O — плотность газа в том сечении струйки, где скорость равна нулю (плотность торможения), γ — отношение удельных теплоемкостей при постоянном давлении и при постоянном объеме, равное для воздуха 1,41. Плотность газа в струйке может изменяться в пределах от максимального значения ρ_O (плотность торможения) до 0 (вакуум).

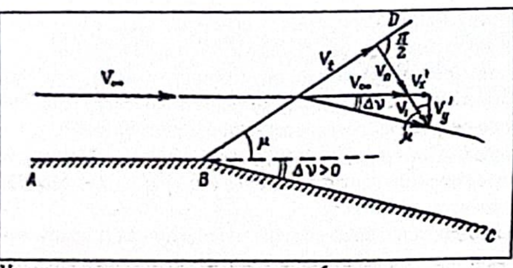
Изменения числа M и плотности ρ в струйке сопровождаются соответствующими изменениями давления p и температуры T:

$$p=p_O\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}}; \qquad T=T_O\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{-1},$$

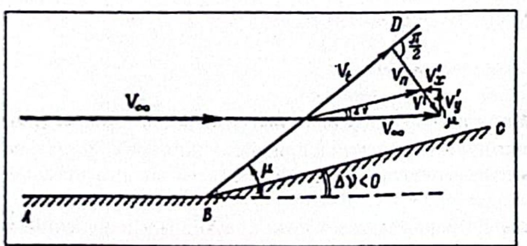
где p_O и T_O-давление и температура торможения. Увеличение числа M, т.е. разгон потока, приводит к уменьшению температуры газа T и, следовательно, к уменьшению внутренней энергии единичной массы газа c_VT, где c_V — удельная теплоемкость при постояном объеме. При этом кинетическая энергия этой массы газа возрастает. При торможении потока кинетическая энергия газа уменьшается, а внутренняя энергия возрастает. Указанные переходы энергии при отсутствии в потоке скачков уплотнения совершаются без потерь механической энергии. Энтропия газа при этом остается постоянной.

До чисел M~0,15 (V<50 м/с) можно считать, что газ ведет себя как несжимаемая среда. При дальнейшем увеличении числа M плотность газа в струйке уменьшается все сильней. В частности, влиянием изменения плотности газа, т.е. эффектом сжимаемости, объясняется, почему при дозвуковых числах M<1 для разгона газа в каждой элементарной струйке площади ее поперечных сечений должны уменьшаться (сужающаяся трубка), а при сверхзвуковых числах M>1 для разгона газа площади поперечных сечений струйки должны возрастать (расширяющаяся трубка). На этом принципе основано сопло Лаваля, позволяющее осуществить непрерывный разгон газа из состояния покоя до сверхзвуковых скоростей. Любое сопло Лаваля имеет сужающуюся и расширяющуюся части. Число M=1 достигается в самом узком, так называемом критическом сечении сопла.

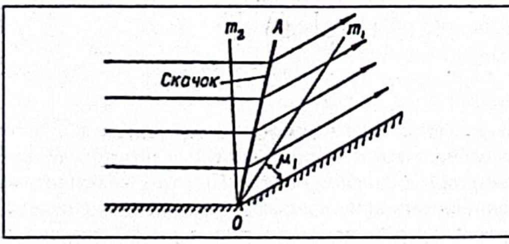
Число Маха является также параметром подобия. Для того, чтобы для двух геометрически подобных тел, выполненных в разных масштабах, например, для самолета и его модели в трубе, картины обтекания и аэродинамические коэффициенты сил и моментов были одинаковыми, необходимо иметь в аэродинамической трубе такое же число M набегающего потока, как и число M установившегося полета самолета в атмосфере.



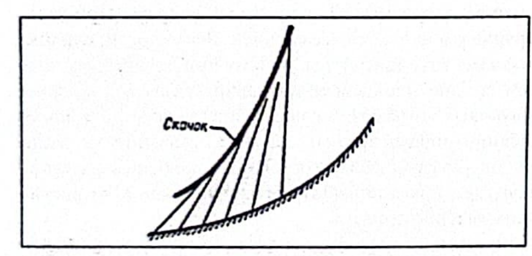
Изменение скорости при сверхзвуковом обтекании угла, немного большего 180°



Изменение скорости при сверхзвуковом обтекании угла, немного меньшего 180°



Вид скачка при сверхзвуковом обтекании тупого угла



Вид скачка при сверхзвуковом обтекании вогнутой стенки

Изменение скоростей и вид скачка уплотнения при обтекании разных препятствий

Механизм передачи возмущений в сверхзвуковых и дозвуковых течениях имеет свои особенности. Для иллюстрации этих особенностей достаточно напомнить характерный пример о равномерном движении в пространстве, заполненном неподвижным газом, точки, создающей малые возмущения параметров газа. Если точка движется с дозвуковой скоростью, то созданные ею волны возмущений обгоняют точку, и она летит все время в возмущенном ею же самой газе. Расположенные впереди точки области газа уже заранее предупреждаются о ее приближении.

Если же эта точка движется со сверхзвуковой скоростью, то она обгоняет созданные ею волны возмущений, и вся возмущенная область оказывается сосредоточенной в конусе Маха, расположенном позади источника возмущений. Полуугол раствора конуса Маха или иначе угол Маха определяется соотношением: $\sin\alpha = \frac{1}{M}$.

В этом случае точка летит в невозмущенном газе, и расположенные перед конусом Маха зоны не подозревают о ее полете пока через них не пройдет конус Маха.

При обтекании тел сверхзвуковому потоку приходиться менять свое направление, т.е. поворачиваться на положительные или отрицательные углы $\Delta\nu$. Положительным углам поворота соответствуют течения с разгоном потока. Типичным примером является случай внешнего плоского обтекания выпуклого угла (течение разрежения Прандтля-Майера). Такие течения не сопровождаются потерями механической энергии в виде потерь полного давления p_0. Отрицательным углам поворота потока $\Delta\nu<0$ соответствуют течения с торможением потока. Типичным примером является случай плоского обтекания вогнутого тупого угла или, иначе, обтекания клина. В этом случае в потоке возникает косой скачок уплотнения, при переходе через который поток резко меняет свои параметры. Интенсивность косого скачка, т.е. степень изменения параметров газа, возрастает с увеличением угла поворота потока в скачке. Для каждого заданного числа М существуют предельные углы поворота, $\theta_{пред}$, при которых скачки

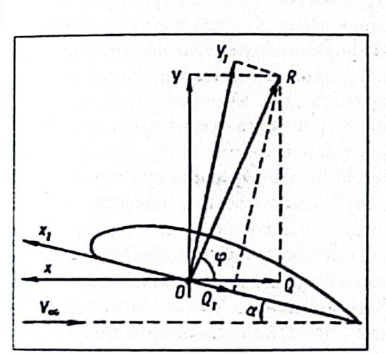
уплотнения являются еще присоединенными к телу, например, к клину или к конусу. При углах поворота $\theta > \theta_{пред}$ ударная волна отходит от тела (от носка клина), и образуется отсоединенный головной скачок, центральная часть которого соответствует прямому скачку, перпендикулярному направлению набегающего потока. При прохождении через прямой скачок параметры газа изменяются наиболее сильно. Например, сверхзвуковое течение скачком переходит в дозвуковой поток, который может поворачиваться на любой угол для дальнейшего плавного обтекания тела, вызвавшего появление прямого скачка. Однако при переходе через прямой скачок имеют место существенно большие потери механической энергии, чем для присоединенных (косых) скачков. Указанные потери проявляются в виде потерь полного давления, т.е. давления заторможенного газа. Это приводит к очень большому сопротивлению обтекаемого тела, или к потерям тяги силовой установки во внутренних течениях. В связи с этим при создании сверхзвуковых летательных аппаратов необходимо избегать больших отрицательных углов поворота потока. Поэтому все сверхзвуковые компоновки отличаются тонкими крыльями с острыми передними кромками и остроносыми фюзеляжами. На входах в воздухозаборники силовой установки обычно устанавливается система многоступенчатых клиньев или конусов с малыми углами раствора каждой ступени, чтобы осуществить постепенное сжатие потока, не допуская образования перед входами отсоединенных скачков уплотнения.



Сверхзвуковые зоны, замыкающиеся скачками уплотнения на крыле

В горизонтальном крейсерском полете с заданным числом Маха на самолет действует результирующая аэродинамическая сила R, которую можно разложить на составляющую, перпендикулярную к направлению скорости, подъемную силу Y_a, и силу лобового сопротивления, направленную по потоку, X_a. Подъемная сила в горизонтальном полете должна уравновешивать вес самолета, а сила сопротивления уравновешивается тягой двигателей. Результирующий аэродинамический момент Mz_a относительно оси, перпендикулярной направлению потока и проходящей через заданное положение центра тяжести самолета (через заданную центровку) в горизонтальном полете должен быть равен нулю (продольная балансировка самолета).

Обычно в аэродинамике пользуются безразмерными коэффициентами аэродинамических сил и моментов, величины которых определяются следующим образом:



Разложение аэродинамической силы на составляющие в скоростных и связанных осях координат

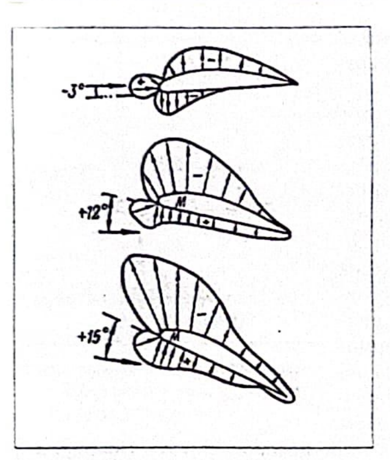
$$Cy_a = \frac{Y_a}{q_\infty S}, \qquad Cx_a = \frac{X_a}{q_\infty S}, \qquad m_{za} = \frac{Mz_a}{q_\infty S b_A},$$

где $q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2}$, — скоростной напор на бесконечности, S — характерная площадь (обычно габаритная площадь крыла с подфюзеляжной частью), b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла:

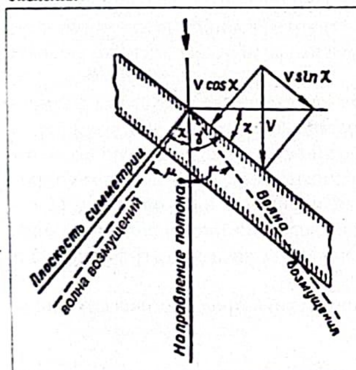
$$b_A = \frac{2}{S}\int_0^{l/2} b^2 dz,$$

l — размах крыла, b — местная хорда крыла в сечении по размаху z. Точке $0{,}5b_A$ соответствует положение центра тяжести равномерно нагруженной пластинки, имеющей такую же форму в плане, как крыло.

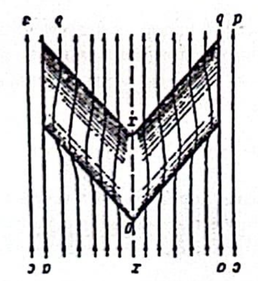
Коэффициент подъемной силы возрастает при увеличении



Векторные диаграммы распределения давления



Стреловидное крыло в сверхзвуковом потоке



Линии тока стреловидного крыла

угла атаки по закону, близкому к линейному. Угол атаки обычно отсчитывается от строительной горизонтали самолета. При этом коэффициент сопротивления пропорционален квадрату угла атаки. В результате зависимость $Cy_a=f(Cx_a)$, так называемая аэродинамическая поляра, для самолета с плоским крылом близка к квадратичной параболе:

$$Cx_a=Cx_{0a} + ACy_a^2.$$

Здесь коэффициент Cx_{0a} — коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе, A — коэффициент отвала поляры, характеризует крутизну поляры.

Отношение подъемной силы к силе сопротивления

$$K=\frac{Y_a}{X_a}=\frac{Cy_a}{Cx_a}$$

называется аэродинамическим качеством самолета. Это очень важный параметр, который определяет аэродинамическую эффективность полета. Чем меньше сила сопротивления при заданной подъемной силе, т.е. чем выше аэродинамическое качество самолета, тем меньше будут потребные мощности силовой установки и расходы топлива в горизонтальном полете.

Известно, что дальность равномерного горизонтального полета, L, может быть рассчитана по формуле Бреге:

$$L=1062\frac{KM}{Ce}\ln\frac{G_1}{G_2}$$

где K — величина полетного аэродинамического качества, M — число Маха полета, Ce — коэффициент удельного расхода топлива, G_1 — начальный вес самолета, G_2 — конечный вес самолета. В этой формуле отражены все три ипостаси авиации: аэродинамика, силовые установки, вес частей самолета. Из этой формулы следует, в частности, что дальность полета прямо пропорциональна полетному аэродинамическому качеству самолета, K.

В связи с этим основной задачей аэродинамиков является всемерное повышение аэродинамического качества самолета.

Анализ аэродинамической поляры $Cy_a=f(Cx_a)$ показывает, что любой ее точке соответствует определенная величина аэродинамического качества, которая равна тангенсу угла наклона отрезка, проведенного к поляре из начала координат. Понятно, что когда этот отрезок совпадает с касательной к поляре, аэродинамическое качество будет максимальным. Обычно длительный крейсерский полет на дальность

осуществляется на режиме, близком к максимальному аэродинамическому качеству, K_{max}. Поэтому в дальнейшем изложении этот термин будет часто встречаться, как характерный критерий аэродинамического совершенства компоновки самолета.

Величина K_{max} определяется величинами Cx_{0a} и коэффициентом отвала поляры A. Указанные величины являются существенно разными при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

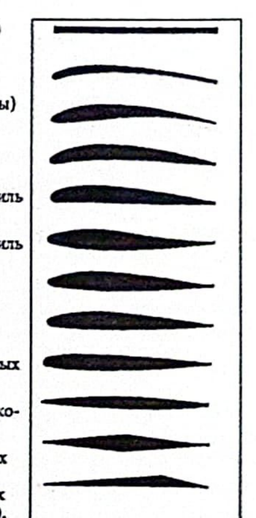
При дозвуковых скоростях коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе Cx_{0a} складывается из коэффициента сопротивления, обусловленного, в основном, силами вязкости (трения), которое формируется в прилегающем к омываемой поверхности тонком пограничном слое, и очень небольшого сопротивления давления.

Согласно современным представлениям на поверхности тела поток имеет нулевую скорость, и в пограничном слое при практически постоянном статическом давлении по высоте происходит резкое уменьшение скорости до нуля от скорости на внешней границе слоя, близкой к скорости, которая была бы на поверхности при обтекании тела невязким, идеальным газом. В результате в пограничном слое имеют место потери количества движения (импульса), что и приводит к появлению силы сопротивления трения.

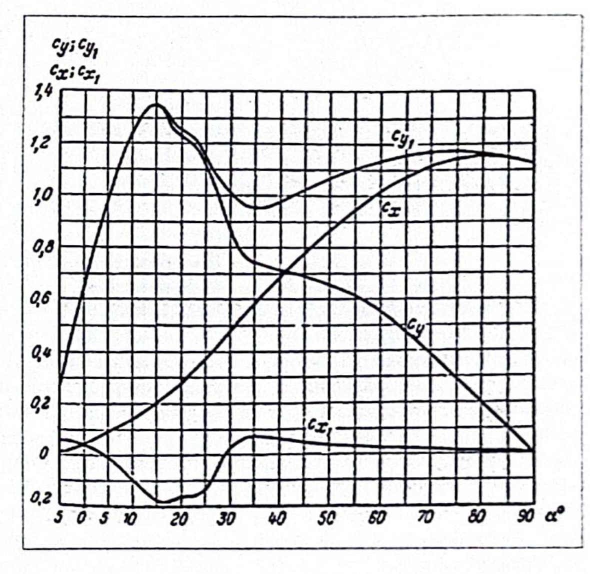
Сила сопротивления давления при нулевой подъемной силе при дозвуковых скоростях для хорошо спроектированных компоновок невелика. Она обусловлена возможными местными отрывами потока, с которыми следует бороться методами локальной подстройки форм обтекаемых поверхностей.

Коэффициент сопротивления, обусловленный подъемной силой, при дозвуковых скоростях для случая реализации больших разрежений на плавно обтекаемых носовых частях профилей крыла, т.е. для случая реализации полной подсасывающей силы, представляет собой вихревое или иначе индуктивное сопро-

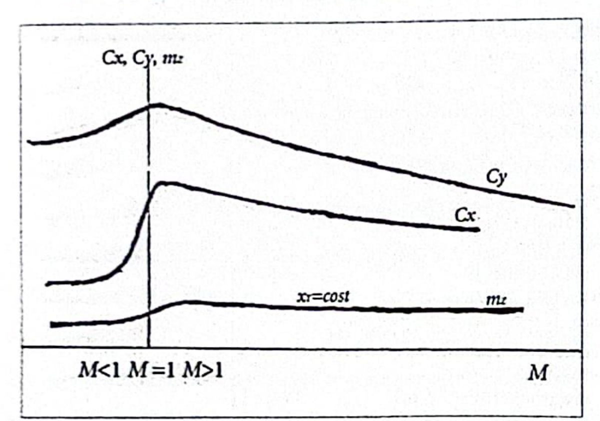
Самолет А. Ф. Можайского (1882–1884 гг.)
Самолеты 1903–1908 гг.
Профиль Жуковского (инверсия параболы) 1910–1912 гг.
Самолеты 1915–1916 гг.
Несимметричный плосковыпуклый профиль (1918–1935 гг.).
Несимметричный двояковыпуклый профиль (1935–1940 гг.).
S-образный профиль.
Профиль ламинизированный для скоростных самолетов (1941–1945 гг.).
Профиль симметричный для околозвуковых скоростей (1945–1950 гг.).
Профиль чечевицеобразный для сверхзвуковых скоростей.
Профиль ромбовидный для сверхзвуковых скоростей.
Профиль клиновидный для сверхзвуковых скоростей (предложен К. Э. Циолковским).



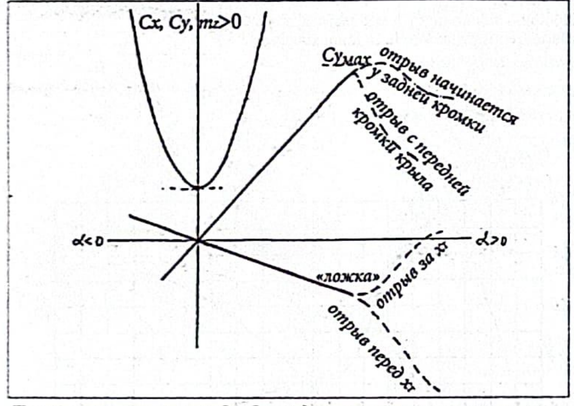
Известные профили крыла



Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки



Характер изменения Cx, Cy, mz по числу M при постоянном угле атаки.



Примерные зависимости Cx, Cy, mz для симметричного устойчивого по Mz самолета.

тивление, зависящее от распределения подъемной силы по размаху крыла. Теоретический минимум индуктивного сопротивления соответствует эллиптическому закону распределения циркуляции по размаху. В этом случае коэффициент отвала поляры $A=1/\pi\lambda$, где λ — удлинение крыла: $\lambda= l^2/S$. Таким образом, при заданном значении Cy_a величина сопротивления компоновки с эллиптической циркуляцией:

$$Cx_a=Cx_{oa}+\frac{1}{\pi\lambda}Cy_a^2.$$

Особенностью сверхзвуковых течений является появление нового вида сопротивления, так называемого волнового сопротивления, обусловленного потерями механической энергии и возрастанием энтропии в системе скачков уплотнения, возникающих в потоке при сверхзвуковых обтеканиях тел. При дозвуковых числах M такой вид сопротивления отсутствует.

Волновое сопротивление можно разделить на волновое сопротивление при нулевой подъемной силе, обусловленное наличием объемов компоновки, и волновое сопротивление, обусловленное подъемной силой.

Указанные дополнительные виды сопротивления приводят к существенному снижению максимального аэродинамического качества при сверхзвуковых скоростях, по сравнению с дозвуковыми скоростями. Волновое сопротивление объемов при числах M~2,0 имеет примерно такую же величину, как сопротивление вязкости. В результате коэффициент сопротивления компоновки при нулевой подъемной силе возрастает почти в два раза при переходе от дозвуковых чисел M~0,8 к сверхзвуковому числу M~2,0. Наличие волнового сопротивления, обусловленного подъемной силой, приводит к существенному увеличению коэффициента отвала поляры при сверхзвуковых скоростях и к соответствующему снижению максимального аэродинамического качества

В связи с этим основные усилия аэродинамиков и других разработчиков СПС-1 Ту-144 и «Конкорд» были направлены на всемерное повышение максимального аэродинамического качества при сверхзвуковых крейсерских числах M. Борьба шла за каждую «десятку» качества, т.е. приобретение для самолета приращения величины качества $\Delta K_{max}=0,1$ считалось достижением.

В соответствии с формулой Бреге дальность полета прямо пропорциональна так называемому параметру дальности: KM/Ce. Для компоновок СПС с высоким уровнем аэродинамического совершенства величина произведения KM непрерывно возрастает с ростом сверхзвуковых чисел M, т.е. рост

числа M перекрывает уменьшение аэродинамического качества. Так например, компоновка СПС-2 может иметь при числе M=2,2 крейсерское аэродинамическое качество K~9,5, при этом произведение KM=21, а компоновка СПС на жидком метане, рассчитанная на M=5,0, может иметь полетное аэродинамическое качество K~7,5 и произведение KM~37,5. Отметим, что для лучших дозвуковых пассажирских самолетов, имеющих полетное крейсерское аэродинамическое качество K~20 при M~0,8, произведение KM~16 меньше. чем у СПС-2. Таким образом, возможности внешней аэродинамики позволяют максимально увеличивать число M сверхзвукового крейсерского полета для СПС-2.

Однако, удельные расходы топлива Ce современных двигателей возрастают с ростом сверхзвуковых чисел M. В результате величины параметра дальности KM/Ce, интегрирующего возможности внешней и внутренней аэродинамик, не только не возрастают, но могут даже несколько уменьшаться с ростом сверхзвуковых чисел M крейсерского полета СПС-2. Так например, при M=2,2 полетные удельные расходы топлива могут иметь величину Ce~1,1, а при M=5 для прямоточных воздушно-реактивных двигателей на метане Ce~2,2. Поэтому величины параметра дальности для рассматриваемых СПС окажутся равными KM/Ce~19,5 и ~17 при M=2,2 и 5,0, соответственно.

Для дозвуковых пассажирских самолетов силовая установка может иметь величины удельных расходов Ce~0,7 и при M=0,8 и K=20 параметр дальности KM/Ce~23 окажется более высоким, чем у СПС-2, рассчитанного на M=2,2 (KM/Ce~19,5).

Вследствие этого СПС-2 будут затрачивать больше топлива, чем ДПС, при одной и той же дальности полета. Однако более высокая транспортная эффективность СПС-2, обусловленная существенно большей скоростью полета, позволяет им, как будет показано ниже, успешно конкурировать с ДПС по общей рентабельности даже при одинаковой стоимости билетов. Тем не менее задачи повышения аэродинамического качества на всех режимах полета и уменьшения удельных расходов топлива остаются основными аэродинамическими задачами при проектировании СПС-2.

2. Выбор аэродинамической схемы самолета Ту-144

Известно, что сверхзвуковое течение на поверхности возникает много раньше достижения самолетом скорости звука ($M = 1$). На прямом крыле это приводит к двум эффектам: перемещению центра давления на крыле назад с увеличением момента на пикирование и ограничению эффективности руля высоты (РВ) из-за появления сверхзвуковых течений на поверхности горизонтального оперения (ГО). Наконец, наступает момент, когда эффективности руля высоты просто не хватает для преодоления увеличивающегося момента на крыле, и самолет «затягивает» в пикирование, что сопровождается дальнейшим ростом скорости и дальнейшим ухудшением возникшей ситуации. К сожалению, в период освоения больших скоростей во многих случаях это приводило к гибели летчиков. Тщательный анализ показал, что проблемы могут быть разрешены при помощи простых конструктивных решений: применения стреловидного и поворотного ГО, стреловидных крыльев и т.д. Но свою отрицательную роль в этих проблемах сыграла секретность проводимых работ. Очень часто инженеры были вынуждены решать пионерские задачи без должной научной поддержки. С другой стороны, полученные научные результаты не были широко известны.

Похожий процесс наблюдался на начальном этапе выбора аэродинамической схемы самолета Ту-144. Пришлось базироваться не столько на опыте предыдущих разработок, сколько главным образом на огромном объеме экспериментальных, а затем и теоретических исследований, которые были проведены непосредственно в ходе выполнения программы создания самолета Ту-144. В научных институтах и конструкторских бюро практически одновременно осуществляли перепроверку теоретических положений трансзвуковой и сверхзвуковой аэродинамики, проводили многочисленные испытания моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах. Особенно много внимания уделялось исследованию крыла: его формы в плане, профилировке, относительной толщине. В СССР безусловным авторитетом в этой области был академик В.В. Струминский, предложивший и совместно с учениками теоретически обосновавший целесообразность применения стреловидного крыла для преодоления звукового барьера. Но всегда находились и скептики, и ряд ученых требовали подтверждения результатов теории и продувок моделей, полученных при малых числах Рейнольдса (Re) в аэродинамических трубах, и увеличения количества экспериментов при больших числах Re на летающих лабораториях. Не один раз в развитии авиации «валили все грехи» на старика Рейнольдса...

Для решения практических задач в ОКБ проводились расчеты, испытания разнообразных аэродинамических моделей и летные испытания опытных образцов. Фотографирование скачков уплотнения, визуализация течения на поверхности крыла, фиксация местных зон отрыва, произведенные в полете самолетов со стреловидными крыльями МИГ-17, МИГ-19 и на летающих моделях в ЛИИ им. Н. Громова, позволили получить значительные результаты и дали уверенность проектировщикам летательных аппаратов, ибо стало ясно, что проектирование самолетов и в трансзвуковой области может быть основано на результатах расчетов и продувок моделей, но с учетом как геометрических, так и динамических факторов, отличающих и изменяющих обтекание самолета по сравнению с обтеканием моделей, особенно при приближении к скорости звука.

В 50-е годы на больших скоростях летали в основном истребители, среди которых было немало типов, преодолевших «звуковой барьер». У нас в стране это были МИГ-17, МИГ-19, МИГ-21, ЛА-15, за границей — F-102, F-106, «Мираж». Эти самолеты имели стреловидные или треугольные крылья, большей частью в схеме с горизонтальным хвостовым оперением-стабилизатором. В схеме «утки» был выполнен единственный тяжелый самолет В-70 (США).

Выбор аэродинамического облика современного самолета является задачей многопараметровой. Отсюда — сложность решения и его неоднозначность, так как часто сами режимы полета определяют общую форму самолета. Именно это объясняет подобие самолетов одного назначения, но искусство и изобретательность конструкторов проявляются в получении совершенно различных характеристик за счет комбинаций местных решений, которые в современных условиях и определяют совершенство самолета. Расчетные методы проектирования на ЭВМ в 60-е годы только зарождались, и можно сказать, что проектировщики и методисты шли вместе, обогащая друг друга, используя инженерные методы, методы вычислительной техники, эксперименты в аэродинамических трубах и летные испытания. Полный объем исследований по самолету Ту-144 зафиксирован в десятках и сотнях научных публикаций. Мы сможем здесь изложить лишь общую направленность работ и основные результаты.

Главным требованием при определении аэродинамического облика самолета Ту-144 стало обеспечение заданной дальности при требуемых характеристиках устойчивости и управляемости и заданных характеристиках взлета и посадки. Для выполнения этого требования при ожидаемой весовой отдаче и характеристиках расхода топлива при проектировании опытного варианта самолета Ту-144 была поставлена задача достижения максимального аэродинамического качества К≈7 на сверхзвуковом крейсерском режиме полета. По интегральным экономическим, технологическим и весовым соображениям должна была быть обеспечена скорость крейсерского полета на уровне, несколько превышающем число M=2,05. На начальном этапе разработки было принято число M= 2,35 и высота Н=18 км, что позволяло использовать в основном привычные алюминиевые сплавы.

Традиционным условием, общепринятым в ОКБ Туполева, было обеспечение устойчивости и управляемости летательного аппарата за счет его геометрической формы. Применение автоматических систем допускалось лишь в ограниченном числе случаев, когда не было никакой другой возможности обеспечить требуемое аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета или требуемые взлетно-посадочные характеристики. При этом считалось обязательным, чтобы самолет на всех режимах был статически устойчивым в продольном канале. Никогда создание уникальной системы управления не было самоцелью.

В целом единая задача сводилась к решению пяти вопросов:

1. Получить высокое аэродинамическое качество на всех режимах и, как следствие, максимально возможную дальность.

2. Обеспечить необходимые $C_{увзл}$ и $C_{упос}$ для выполнения взлета и посадки на взлетно-посадочной полосе (ВПП) заданной длины.

3. Получить приемлемые, количественно (по нормам летной годности) и качественно (по оценке летчиков), характеристики устойчивости и управляемости.

4. Обеспечить высокое весовое совершенство — малый вес пустого снаряженного самолета, что определяло дальность и потребную длину ВПП.

5. Обеспечить высокую эффективность силовой установки по удельным расходам (кг топлива на кг тяги в час) на крейсерском режиме полета и необходимую взлетную и полетную тяги, что определяло дальность полета, длину ВПП и градиенты траекторий при различных расчетных случаях отказов двигателей.

6. Выбрать способ балансировки самолета на всех режимах полета.



А.Н. Туполев и Г. А. Черемухин

Последние три вопроса были не чисто аэродинамические, но без их решения обеспечить получение заданных характеристик было невозможно. Справедливости ради следует признать, что ОКБ Туполева не удалось решить важнейший вопрос обеспечения необходимого веса пустого снаряженного самолета. К сожалению, вес опытного самолета Ту-144 был больше заявленного примерно на 20 т (такова была плата за абсолютную новизну всех систем!). И даже перепроектированный серийный самолет оказался на 10 т больше заявленного (перетяжеление на уровне 12%).

Но вернемся к основным аэродинамическим задачам. Одной из главных стала задача выбора способа балансировки самолета на всех режимах полета, и в первую очередь на крейсерском режиме, где ее необходимо было решить с минимальной потерей аэродинамического качества. Эта проблема связана с тем, что для всех известных крыльев обычной формы в плане (стреловидных, треугольных, трапециевидных) аэродинамический фокус, т.е. точка приложения приращений подъемной силы по углу атаки, смещается по хорде назад при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям и при дальнейшем увеличении числа М остается практически в том же заднем положении. Обусловленное этим смещением увеличение запасов продольной статической устойчивости при сверхзвуковых скоростях приводит к значительным потерям аэродинамического качества на балансировку самолета.

С целью выбора схемы самолета по способу балансировки — с горизонтальным оперением в хвостовой части, с горизонтальным оперением в носовой части («утка»), «бесхвостка» — были проведены

расчеты и продувки моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ при сверхзвуковых и дозвуковых скоростях полета. Главной концепцией при выборе схемы самолета было создание геометрически простого аппарата. Наличие горизонтального оперения в хвостовой части самолета приводило к увеличению веса и увеличению сопротивления на крейсерском режиме полета. Установка носового горизонтального оперения приводила, помимо общих с предыдущей схемой недостатков, еще и к дополнительным сомнениям и необходимости исследований по взаимодействию воздушных потоков от оперения и крыла и учета их при выборе формы самолета и компоновки силовой установки. Эти соображения и анализ реализованных проектных схем самолетов F-106, МИГ-21, «Мираж», «Авро-606», B-70, SAAB «Дракон», публикаций по «Конкорду» и специальным проектам СПС, своих проектов Ту-108, Ту-128, Ту-135 и некоторых сведений по проектам КБ Мясищева («52», «56») привели нас к выбору бесхвостой схемы самолета, несмотря на сопротивление отдельных высокопоставленных сотрудников ЦАГИ. Основные соображения противников тяжелой «бесхвостки» были связаны с т.н. «просадкой». При отклонении элевонов вверх для выравнивания самолета перед посадкой Δ Су < 0 при $m_z > 0$. Если самолет не успевает набрать Су при увеличении угла атаки, то он может потерять высоту («провалиться»). Эти сомнения были одной из причин постройки ОКБ Микояна по просьбе Туполева самолета-аналога МИГ-21И на базе МИГ-21. Были сохранены фюзеляж, силовая установка, шасси и другие системы, но внесены принципиальные изменения в систему управления, что позволило сохранить продольные характеристики по управлению аналогичными МИГ-21. В летных испытаниях, которые начал летчик-испытатель ЛИИ Олег Гудков, не было замечено вредного влияния «просадки».

В начале работ над проектом Ту-144 были известны проекты построенных и летающих самолетов с треугольными крыльями и серия неосуществленных проектов тяжелых самолетов военного и экспериментального назначения. Но все они имели качество не выше 5, что совершенно недостаточно для создания эффективного СПС. Аэродинамическое качество самолета должно было быть увеличено до 7–8 единиц, т.е. более чем на 50%, что требовало тщательного анализа и поиска новых решений, в том числе еще не реализованных на практике.

Прямоугольное (с закругленными концами)
Прямоугольные со скошенными концами
Эллиптическое
Трапецевидное
Трапецевидное с центропланом
Стреловидное (прямая стреловидность)
Стреловидное (обратная стреловидность)
Стреловидное с сужением
Стреловидное малого удлинения
Ромбовидное малого удлинения
Треугольное (дельта-крыло)
Типа „Ласточкин хвост"

Возможные формы крыла в плане

В это время были хорошо известны следующие аэродинамические схемы:

1. «Утка» — была реализована на тяжелом самолете B-70, рассматривалась в проектах Ту-135, М-56, проектах СПС фирмы Бритиш Аэроспейс и Норд-Америкен.

2. «Бесхвостка» — была реализована на истребителе F-106 фирмы Конвейр, истребителе «Мираж-III» и бомбардировщике «Мираж IV» фирмы Дассо, экспериментальном самолете «Хейдли-Пейдж 115», рассматривалась в проекте Супер-Каравелла (Сюд-Авиасьон), М-52 и после объединения Бритиш-Аэроспейс и Сюд-Авиасьон — в проекте пассажирского сверхзвукового самолета «Конкорд».

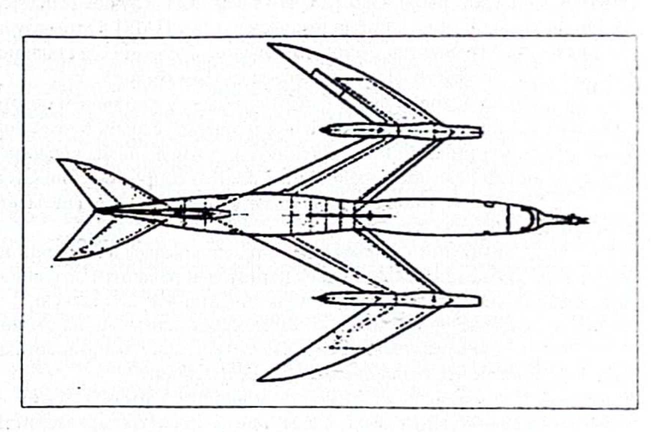
3. Нормальная схема с горизонтальным оперением за крылом (по потоку) — была реализована на истребителях МИГ-21, беспилотных самолетах Ту-121,-123, сверхзвуковом бомбардировщике М-50 и рассматривалась в проектах Ту-108, «Боинг-707» и других.

Из-за малого Cy_{max}, для того чтобы иметь большое качество и приличные характеристики взлета-посадки, СПС с крылом малого удлинения должен иметь сравнительно низкую нагрузку на 1 м² площади крыла. (Абсолютная цифра зависит от того, как мерить площадь и какой взять вес — в начале или в конце взлета, или в крейсерском режиме, или при посадке, или на взлете при отрыве.) Но при

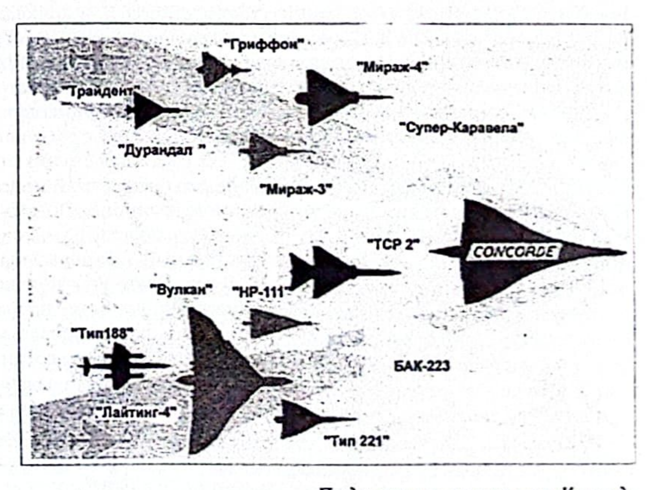
удельной нагрузке на крыло порядка 400 кг/м² (S≅500м²) и при количестве пассажиров 120 человек одного человека должны нести 4 м² крыла СПС (аэродинамики шутят: «Можно поставить даже кровать, стул и стол»). Отметим, что на дозвуковых самолетах типа Ту-204 пассажиров размещать можно только стоя (при 212 пассажирах S кр.=180 м²). Такова плата за малое удлинение крыла.

При этом на дозвуковых самолетах типа «Боинг», Ту-204 и других площадь S го, которая управляет самолетом, должна составлять до 20%–15% площади крыла. Что, если так же сделать на СПС? Какой же это вес и Сх! Поэтому на СПС и обычный стабилизатор, и горизонтальное оперение типа «утка» имеют значительно меньшие площади, даже иногда меньше, чем руль высоты дозвуковых самолетов при обычной схеме. Для сохранения их эффективности увеличивают соответственно длину фюзеляжа в ту или иную сторону, что также неизбежно ведет к увеличению веса.

Пытаясь решить эти задачи, в ОКБ Туполева рассматривали в свое время очень сложные схемы. Одной из них была т.н. «плавающая утка», предложенная конструктором Ротиным, которая позволяла получить широкий диапазон изменения m_{z0}, вплоть до изменения знака, и реализовать любой закон взаимного положения стабилизатора и РВ и, следовательно, любой закон управления m_{z0}. Если это оперение сделать плавающим относительно некоторой точки поворота стабилизатора, то можно с увеличением общего α увеличивать и уменьшать момент, действующий от оперения, вплоть до изменения знака, т.е. получить практически любое потребное значение продольной характеристики. (Конечно, инерция, колебательные явления и т.п. должны быть учтены, задемпфированы — но все это реально!) Однако «неограниченное» количество вариантов отказов изменяемой кинематики и ее системы управления с катастрофическими последствиями потребовало еще, кроме многократного дублирования, специального аварийного управления (а может быть, и не одного). Риск был слишком велик и оперение Ротина было отвергнуто. Автор ушел в МАИ, затем началась болезнь сердца, череда инфарктов, и, к сожалению, безвременная кончина... Такова цена борьбы за новое!



Одна из «экзотических» схем



Предшественники самолета «Конкорд»

Анализ эксплуатации ряда самолетов также приводил к выводу о реальных преимуществах бесхвостой

схемы самолета. Самолет F-106 с успехом участвовал в боевых действиях во Вьетнаме. «Мираж-III» успешно действовал против МИГ-21 в израильско-египетской войне (тот же результат был получен при учебных соревнованиях МИГ-21, МИГ-21И(самолет-аналог). Демонстрировали удивительные маневры при больших углах атаки самолеты «Дракон» и особенно НР-115, которые наблюдали в 1965 году в Ле-Бурже, в частности, и специалисты нашей фирмы.

В результате всех рассуждений, расчетов и экспериментов выбор схемы опытного самолета Ту-144 окончательно пал на «бесхвостку» с четырьмя двигателями, расположенными в виде пакета в центральной части самолета.

Надо было решать конкретную задачу балансировки «бесхвостки» на крейсерском и других режимах полета. Смысл задачи балансировки состоял в том, чтобы на всех режимах полета при расчетном положении центра тяжести (X_T) балансировочное, неманевренное отклонение элевонов было бы равно нулю или близко к нему. Было известно, что такая задача лучше решается путем деформации («крутки») крыла. Но по выданным в то время рекомендациям ЦАГИ в этом случае ожидались потери аэродинамического качества в сравнении с плоским крылом. Поэтому мы стали искать и другие пути получения $m_{z0}>0$, обеспечивающие $\delta_э= 0$. Наиболее интересными были:

1. Отгиб носовой части фюзеляжа кверху с хорошим обзором для экипажа вниз-вперед, но тогда удлинение носовой части для удовлетворения условий обзора должно быть сравнительно небольшим, что неизбежно приводит к увеличению сопротивления на крейсерских режимах, и, кроме этого, получающийся рост m невелик в сравнении с ростом сопротивления C_x, а поэтому падение качества велико.

2. Отгиб моторной гондолы (пакета) вверх, что дает еще меньшее отношение прироста m_z к приросту Cx и падение качества.

3. Оптимизация формы треугольных крыльев по линейной теории с резким увеличением α корневой хорды. Следовательно, пакет двигателей надо отгибать вниз, но это приводило к отрицательным m_{z0}, касанию двигателями земли и увеличению высоты шасси.

Эти и другие задачи в дальнейшем поиске оптимальной компоновки решались по схеме:

— предложение (идея) компоновки (компоновщики или аэродинамики), если возможно, то и на базе того, что было сделано ранее и летало;

— реализация в компоновочном чертеже (схеме);

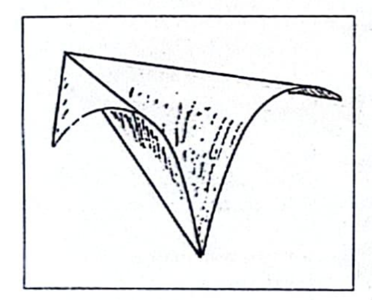
— оценка расчетом аэродинамических характеристик и летных данных. При негативном отношении или сомнении одной из служб — срочный заказ модели для эксперимента в АДТ: Т-112, Т-113, Т-114 ЦАГИ. Иногда — в Институте теоретической и прикладной механики Сибирского отделения (ИТПМ СО АН СССР) в Т-313, если были противоречия с ЦАГИ (правда, потом ЦАГИ принимало эти материалы как справку). Иногда мы использовали возможности МГУ, МВТУ, РИИГА. Очень часто нужные материалы получались в трубах лаборатории ОКБ Туполева;

— замечания аэродинамиков и компоновщиков;

— новая компоновка;

— ее расчетная оценка (идти «впереди» вариантов компоновок результаты испытаний моделей не успевали практически никогда, если только они не делались в водяной трубе ОКБ Туполева);

— и т.д. пока не находили что-либо приемлемое, что принимали и Главный, и Генеральный конструкторы.



Оптимизация срединной формы крыла (представление начала 60-х годов)

В результате всех поисков компоновки было определено, что единственно разумное направление исследований — это правильный выбор формы крыла в плане, нахождение оптимальной деформации формы его срединной поверхности, отвечающих условиям, поставленными задачами балансировки.

Все, кто делал Ту-144, на нем летал, эксплуатировал его, скажут: самолет — сказка! И рождался он как сказка! Потому, что все стремились что-то выдумать, найти решения, казалось бы, невероятные, и находили их!.

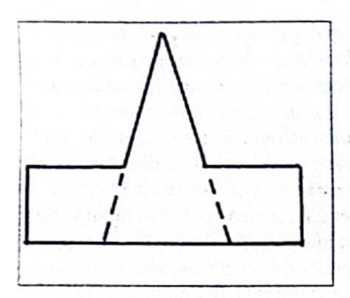
Выбор формы крыла в плане. У треугольного крыла большой разброс фокуса от дозвуковой к сверхзвуковой скорости, что нам и ЦАГИ казалось чрезмерным. Стремясь обеспечить минимальную разбежку фокуса от дозвуковых к сверхзвуковым крейсерским скоростям, чтобы сохранить параметр продольной устойчивости примерно постоянным (x_R — x_F) = $m_z^{C_y}$ без специальной балансировочной перекачки топлива, а только за счет очередности выработки топлива из баков, аэродинамики под руководством Г.А.Черемухина совместно со специалистами ЦАГИ потратили много времени на поиск оптимальной формы крыла в плане с минимальной разбежкой его аэродинамического фокуса (аэродинамический фокус — это точка, относительно которой продольный момент не меняет своей величины при изменении угла атаки). Идея поиска сводилась к использованию известного свойства треугольного крыла на дозвуковых скоростях — меньшему C_y^{α} при большей стреловидности. Существенным достижением в этой работе стало определение Л.Е. Васильевым основного принципа построения таких несущих поверхностей.

Сущность предложения Л.Е. Васильева сводилось к следующему. Известно, что при больших сверхзвуковых скоростях, когда передние и задние кромки становятся сверхзвуковыми, аэродинамический фокус несущей поверхности располагается вблизи 50% ее средней аэродинамической хорды, или, иначе говоря, вблизи центра тяжести, который имела бы ее форма в плане при равномерном нагружении. Поэтому, если бы удалось построить несущую поверхность, аэродинамический фокус которой при малых дозвуковых скоростях также располагался вблизи центра тяжести формы, то можно ожидать, что при больших сверхзвуковых скоростях аэродинамический фокус будет находиться примерно в том же положении, что и при малых скоростях. Таким образом, задача сводится к отысканию способа построения несущей поверхности с заданным относительно центра тяжести ее плана положением аэродинамического фокуса при малых скоростях. Было показано, что для удовлетворения поставленного требования несущая поверхность должна быть составлена из некоторого исходного крыла и расположенного непосредственно перед ним другого крыла (наплыва) существенно меньшего удлинения. В самом деле, установка перед исходным крылом переднего крыла будет приводить к смещению вперед аэродинамического фокуса и центра тяжести плана составной несущей поверхности. Однако при малых скоростях, благодаря невысоким несущим свойствам переднего крыла (наплыва) с относительно малым удлинением, смещение аэродинамического фокуса вперед от установки наплыва будет значительно больше смещения в том же направлении центра тяжести плана составной несущей поверхности. В результате соответствующего подбора геометрических параметров исходного крыла и наплыва всегда можно добиться того, чтобы при малых дозвуковых скоростях аэродинамический фокус составной несущей поверхности оказался расположенным в заданной точке относительно центра тяжести плана, в том числе и позади него. В то же время простое увеличение угла стреловидности для обычных треугольных крыльев без излома передней кромки приводит к примерно одинаковому смещению вперед аэродинамического фокуса и центра тяжести плана, так что аэродинамический фокус при этом остается впереди центра тяжести плана.

Но чтобы реализовать эти теоретические положения, потребовалась огромная исследовательская работа. Для поиска плана с нужным M_{z0}, $\bar{X}_F$>0 и, конечно, с $m_z^{C_y}$ меньше нуля, при максимально возможном сверхзвуковом Cymax были проведены исследования серии моделей крыльев в объеме более 30 штук в Т-112 и Т-113 с различными вариантами характеристик основного крыла и наплыва (более 200 вариаций).

На этой базе была построена система анализа, по которой можно было найти оптимальный вариант сочетания аэродинамических и геометрических характеристик. По результатам этих исследований и сравнения полученных результатов с данными по самолету SAAB «Дракон», опубликованными схемами самолета «Конкорд» и других самолетов был принят основной вариант плана крыла первого опытного самолета Ту-144, который хотя и не давал нулевую разбежку фокусов, но в допустимых значениях увязывал $m_z^{C_y}$, К, Cymax и обеспечивал требования по компоновке систем, объемам топливных баков при принятых относительных толщинах профилей, принятых для проектирования крыла.

Сегодня мы понимаем, что следовало бы чуть раньше заметить особенности протекания $\bar{X}_F$ по числу М для разных форм крыла в плане. Эксперимент показывал, что чем меньше разница фокусов между



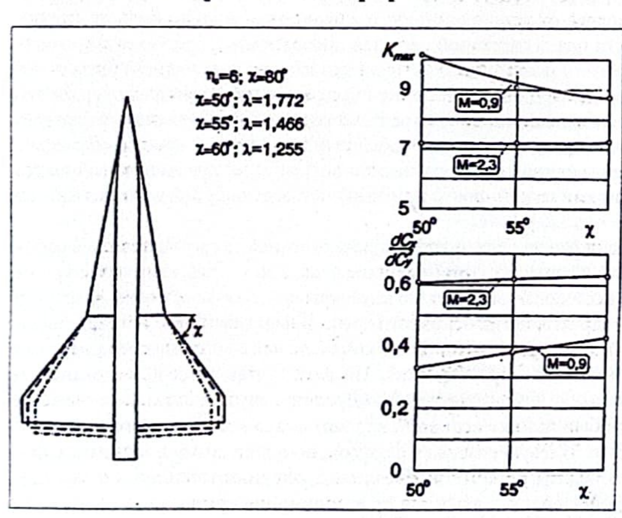
План крыла с $\Delta\overline{X}_F$=0

дозвуковым и сверхзвуковым крейсерскими режимами полета, тем больше разница между положением фокуса при дозвуковых скоростях и при числе M=1, что создает трудности прохода режима M=1 из-за недостатка в избытках тяги при заданном положении центра тяжести. Г.В. Александров (по своим наблюдениям в ЦАГИ) установил, что абсолютное перемещение фокуса между режимом, соответствующим числу M=1, и дозвуковым режимом примерно пропорционально $\sqrt{S}$, где S — полная площадь крыла. К сожалению, это было сделано позже, чем был выбран план крыла опытного самолета. Зная это раньше, мы приняли бы более оптимальное решение.

На начальном этапе анализ переходных режимов (от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям) все же не дал возможность осуществить идею $\Delta\overline{X}_F$=0 из-за того, что смещение относительного продольного фокуса при M=1 для формы крыла, отвечающей условию $\Delta\overline{X}_F$=0, было существенно больше, чем для крыльев с наибольшими значениями Kmax на M=0,94 и M=2,2, которые и легли в основу выбора плана крыла для Ту-144. Для обеспечения необходимых значений m_z пришлось осуществить перекачку топлива из баков в наплывной части крыла в килевой бак, компенсируя смещение $\overline{X}_F$ во всем диапазоне сверхзвуковых скоростей.

К вопросу о пользе оставшегося наплыва мы еще вернемся. Условие размещения топлива в крыле требует больших высот продольных сечений, что также хорошо решается в сложном крыле, предоставляя возможность при большой абсолютной толщине в корне иметь малые относительные толщины на наплывной части крыла и решать проблему сохранения постоянным m_z за счет порядка выработки топлива из баков.

Расчет «плоского» крыла проводился в основном с использованием приближенных методов, разработанных в ЦАГИ Р.И. Штейнбергом, работ и программ С.М. Белоцерковского, расчетов по линейной теории с контролем по результатам продувок моделей. Поляра для крейсерского режима полета рассчитывалась по инженерной методике, разработанной на основе сопоставления линейной теории и эксперимента по результатам продувок моделей крыльев в АДТ и расчета сопротивления трения для турбулентного течения по всей поверхности.



Исследования по выбору формы крыла в плане

Конечно, находясь в «дебрях» еще недостаточно разработанной теории и не имея достаточной практики по крыльям малого удлинения, мы внимательно рассматривали публикации по другим СТС, в первую очередь по самолету «Конкорд». Но основной выбор был сделан полностью самостоятельно. Для упрощения технологии было принято крыло с прямыми образующими формы крыла в плане в отличие от оживальной формы крыла у «Конкорда». Уже на выставке в Ле-Бурже в 1963 году были выставлены модели Ту-144 и «Конкорда» с крыльями в этих параметрах.

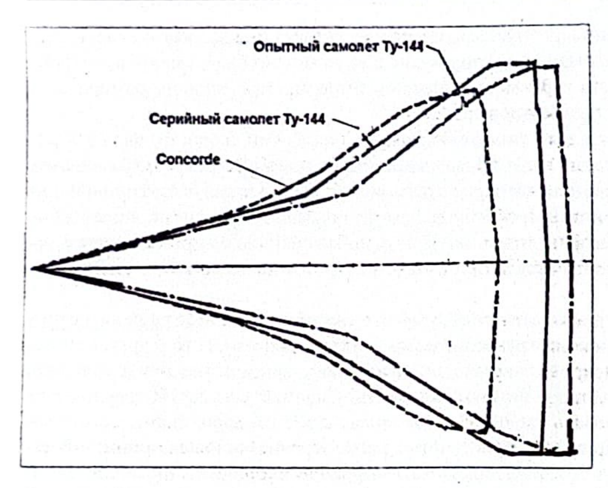
Французы оказались хитрее и выставили прозрачную модель из плексигласа, мы же, как всегда, сделали модель из дерева. Поэтому, если план крыла «Конкорда» еще как-то можно было оценить, то форму профилей Ту-144 (симметричная часть, крутка) определить было практически невозможно. А опытный самолет Ту-144 в это время уже проектировался…

Как известно, балансировка плоского крыла с помощью элевонов на любой скорости, включая режим крейсерского полета при M=2,2, приводит к потере в аэродинамическом качестве из-за отклонения элевонов. При запасе устойчивости в 5% при плоском крыле отклонение элевонов для балансировки при Су=0,1 уменьшает качество, поэтому по причинам, сказанным выше, пожелание (еще не ставшее требованием) осуществления балансировки более выгодным путем — самобалансировкой крыла за счет естественной деформации срединной поверхности крыла при нулевом отклонении элевонов — стало абсолютно необходимым.

Как решить эту проблему? Первое, что приходит в голову, — это уже общеизвестное решение: отрицательная крутка крыла (уменьшение угла к концу размаха) и моментные профили. И то и другое создает положительный m_{z0} и позволяет сбалансировать крыло, но не дает возможности увеличить качество, а, наоборот, моментные профили его устойчиво снижают. Как быть? Специалисты ЦАГИ твердо стоят на той точке зрения, что нельзя сбалансировать изолированное крыло с ростом аэродинамического качества по сравнению с плоским крылом. Пришлось прибегнуть к рассмотрению базовых принципов аэродинамики: можно получить выигрыш от скосов, использовать «правило площадей», применить тонкое тело (оптимально при эллиптическом распределении подъемной силы по длине) и последовать завету «отца русской авиации» Н.Е. Жуковского — получить эллиптическое распределение относительной циркуляции по размаху. На первый взгляд — требования несовместимые и потому нереализуемые. А если попробовать к ним приблизиться? И аэродинамики ОКБ во главе с Черемухиным и Кощеевым начинают активно действовать в поисках приемлемых вариантов. Идет поиск распределения площадей поперечных сечений предполагаемого варианта крыла самолета Ту-144, распределения по длине подъемной силы плоского крыла, определение отличий от идеального эллипса, строится циркуляция по размаху плоского крыла, изучается эллиптическое распределение циркуляции и распределение Су, отвечающего эллиптической циркуляции. Становится ясно, что полностью выполнить требования нельзя, ибо фюзеляж не дает нужной местной подъемной силы, в силу этого вся «тяжесть» «сваливается» на правильную деформацию и форму крыла в плане.

Стало также ясно, что увеличение подъемной силы наплыва и его объема улучшает обтекание тонкого тела и способствует выполнению «правила площадей», но ухудшает распределение циркуляции по размаху и увеличивает скосы, приходящиеся на консоль. Плюсов больше — принимаем: отгибаем наплыв вверх на некоторый угол атаки. Поворот консоли (на меньшие углы атаки) и уменьшение толщины профилей улучшают обтекание тонкого тела и способствуют выполнению «правила площадей», настраивают консоль на положительное использование скосов, но частично ухудшают распределение циркуляции по размаху. Плюсов больше — принимаем: откручиваем консоль вниз. Образование отрицательной кривизны бортового профиля улучшает распределение циркуляции, но уменьшает подъемную силу, упрощает силовую схему крыла с ортогональными к оси фюзеляжа лонжеронами. Принимаем — бортовой профиль отрицательной кривизны. И, наконец, для лучшего восприятия скосов (уменьшающихся по размаху) и увеличения качества на взлете-посадке от перелома передней кромки к концу ставим профили с положительной кривизной. Детальная работа с СибНИА (Щербак) и ЦАГИ (Штейнберг, Васильев, Белоцерковский, Шурыгин) позволила уточнить полученные результаты и разработать совместное предложение по плану и деформации срединной поверхности крыла опытного самолета Ту-144, которое после коррекции других отделов, и в первую очередь в отделе технических проектов (В.И. Близнюк, А.Л. Пухов), было утверждено Главным и Генеральным конструкторами. После поправок А.Н. Туполева, в угоду технологичности и привычности, схема была запущена в конструкторские бригады для дальнейшей разработки.

Рассматривалась также целесообразность конической крутки, теоретически приносящей выигрыш в аэродинамическом качестве на Су, близких к крейсерским. Но специалисты ЦАГИ были против и привели «убедительные» практические аргументы: мол, французы на истребителе «Мираж-III» сделали ко-



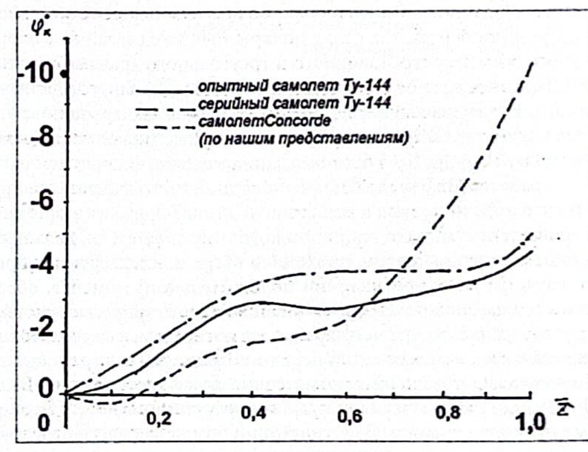
Сравнение формы крыла в плане

ническую крутку, а на бомбардировщике «Мираж-IV» (где качество важнее), коническую крутку убрали. Отсюда вывод: коническая крутка эффекта по качеству не дает. Делать не стали. Интересно, что через много лет представился случай спросить у Главного инженера фирмы Дассо: «Почему, мол, вы убрали коническую крутку на «Мираже IV»?» — «А! — воскликнул француз, — военные потребовали летать у земли!» (т.е. там, где Су мал и, очевидно, коническая крутка вредна из-за срыва с нижней поверхности и увеличения Сх). На всех последующих вариантах истребителей «Мираж» коническая крутка была сохранена, так как позволяла поднять качество на маневрах с перегрузкой.

В дальнейшем некоторый учет конической крутки был сделан отклонением носиков средней линии профилей. В окончательном виде «наша» и «англо-французская» деформации весьма близки, имея наибольшие различия в крутке крыла, что объясняется частично тем, что, возможно, мы сравниваем полетную форму со строительной и частично оживальной формой плана крыла. Кроме того, конструкторы самолета «Конкорд» применили поверхности крыла двойной кривизны. Наши же технологи, во главе с С.А. Вигдорчиком, жестко стояли на позиции линейного закона образования поверхности силовой части крыла. После долгой борьбы и доказательств аэродинамическим экспериментом, на серийном самолете пошли на двойную кривизну поверхности панелей в строительной форме крыла (в стапеле), что обеспечило заметный рост аэродинамического качества. Как показал эксперимент, принятая деформация крыла для опытного самолета Ту-144 обеспечивала балансировку, близкую к $\delta_э$=0 на режимах и «вокруг» крейсерских Су при числах M=2,0-2,2, без заметного выигрыша в качестве по сравнению с плоским крылом, хотя есть основания полагать, что выигрыш в качестве = 0,1—0,2 все-таки имел место, но при точности эксперимента в АДТ ЦАГИ такую величину оценить весьма трудно.

Затем появилась школа Я. Щербака (СибНИА), начал писать диссертационную работу А.И. Гладков (ЦАГИ). По их утверждениям, выигрыш, должен был быть. Обе теории, основанные на оптимизации по линейной теории срединной поверхности, образованной полиномами, показывали возможность значительного выигрыша в качестве. Оптимальные формы, полученные обоими авторами, заметно отличались от принятой нами формы для опытного самолета. Главное, принципиальное отличие состояло в том, что в нашей деформации подъемная сила наплыва создавалась углом атаки, а в их формах — положительной кривизной профилей в наплыве. Естественно, были начаты экспериментальные поиски (ОКБ делало модели — ЦАГИ обеспечивал работы в аэродинамических трубах). В первых сделанных моделях, в которых была применена оптимизация по методу А.И. Гладкова, профили задними точками, с согласия ЦАГИ, были повешены на прямую линию задней кромки крыла, как на опытной машине. Это привело к колоссальный потере в аэродинамическом качестве по сравнению с плоским крылом. Кроме этого, самолет стал иметь безобразный вид с опущенными «ушами», т.е. с резко опущенным книзу наплывом. Бортовой профиль имел большую положительную кривизну, а профиль в районе перелома уже представлял из себя профиль с положительной кривизной и отрицательной круткой. Как результат — большое поперечное V наплыва, что, собственно, и приводило к потере Су. Отличие теории от практики получилось потому, что в линейной теории не учитывается вертикальное смещение сечений, поперечные наклоны поверхности. Чтобы сделать крыло более плоским, компоновщики (прежде всего А.Л. Пухов) предложили выбрать за ось крутки не заднюю кромку, а передний лонжерон (носовую балку) и получили вполне близкие к нулевым поперечные V на наплыве, но большие положительные V в районе стыка задней кромки с фюзеляжем. Этот «дефект» в дальнейшем оказал малое влияние, так как зона оказалась закрытой мотогондолой. Для подтверждения эффективности решения были построены и испытаны две модели: одна с расчетной оптимальной формой, а вторая, для усиления эффекта, с деформацией, вдвое большей расчетной. Для первой модели получили нулевой выигрыш в качестве, а для второй — отрицательный результат.

Поскольку в качестве базы было принято плоское крыло, а получили три уверенные экспериментальные точки, было решено построить на них квадратичную кривую, приближенно отвечающую закону изменения качества по Су. Анализ показал, что максимальный результат по К может быть получен на крыле, для которого деформация составила половину от расчетной величины. На контрольной модели, выполненной в соответствии с результатами анализа, было получено приращение величины аэродинамического качества ΔК=0,4. Забегая вперед, скажем, что и в случаях расчетной по линейной теории деформации для оптимизации интерференции полученный результат тоже надо делить пополам. Так в АНТК родился «закон 1/2», который был широко использован в инженерной практике.

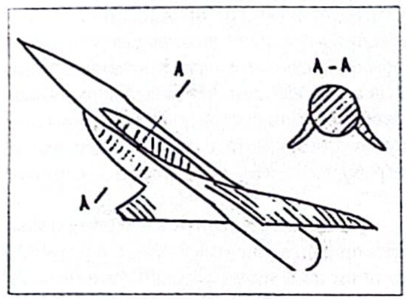


Сравнение крутки крыла по размаху (расчет, середина крейсерского полета)

Завершение указанных выше работ совпало по времени с необходимостью принятия решений по компоновке крыла серийного самолета. Увидев, что на нашей модели получен выигрыш в качестве, Л.Е. Васильев и Ю.А. Чирков, используя закономерности более сложные, чем «закон 1/2», т.е. с внесением коррекции в функции размаха, предложили такую деформацию, при которой уже выигрыш по величине аэродинамического качества достигал величины 0,6. Практически эта деформация была принята для серийного самолета Ту-144. Конечно, от нее пришлось несколько отойти для решения других конструкторских задач, но по результатам летных испытаний выигрыш в величине аэродинамического качества составил около 0,5 единиц качества. Созданное совместными усилиями крыло имеет непревзойденные пока характеристики. Полученная деформация крыла, по нашему мнению, более удачна, чем примененная на крыле самолета «Конкорд». Значительный вклад в разработку аэродинамической компоновки внесли специалисты ЦАГИ Л.А. Арнаутов, Л.Е. Васильев, А.Г. Гладков, Ю.Л. Жилин, В.С. Кузнецов, Г.И. Луков, А. М. Комлева, В.С. Маркина, Н.И. Маслова, В.Г. Микеладзе, И.В. Николаева, Н.С. Остапова, А.В. Петров, А.Ж. Рекстин, Я.М. Серебрийский, Ю.А. Чирков, Р.И. Штейнберг, Г.А. Юдин.

При этом поляра крыла, на котором был получен выигрыш в качестве, уже перестала быть симметричной относительно оси Сх, и как бы поднялась вверх. C_{xmin} получился на некотором положительном значении Су, обозначенном Су*.

Факт смещения поляры вверх относительно начала координат был замечен еще давно при продувках крыльев с профилями большой кривизны, и эти данные можно легко найти в первых атласах ЦАГИ, где публиковались поляры профилей, рекомендуемых Н.Е. Жуковским и его учениками. Этот сдвиг



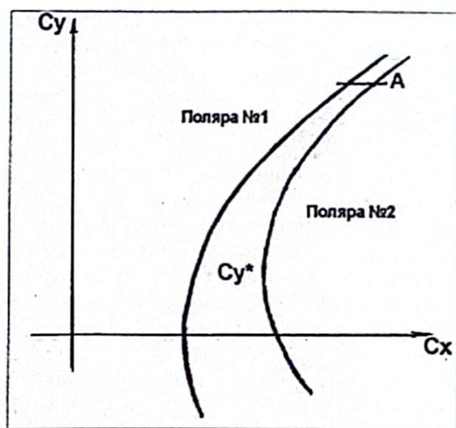
Теоретическая модель самолета с круткой относительно задней кромки крыла

справедливо объяснялся наличием срывного обтекания при малых углах атаки, когда внешне поляра уходила вправо и вверх, и ее вершина смещалась на координату C_{xmin} и на C_y* (последнее обозначение появилось много позже). Срыв возникал на профилях большой кривизны на нижней поверхности в носовой части профиля, при этом «аномальной» становилась не только форма поляры, но и протекание зависимостей $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(\alpha)$ при превышении углов атаки, соответствующих C_{xmin} и C_y=0. К этому факту все привыкли, и появление похожего явления на стреловидных и треугольных крыльях специалисты ЦАГИ и вслед за ними все остальные проигнорировали, а отвал поляры в ЦАГИ определяли при искусственной ее симметрии, т.е. находили его, считая, что вершина поляры находится в точке C_{xo}. При этом при пересчете на натурные результаты или при продлении поляры на большие C_y получали завышенное аэродинамическое качество из-за уменьшенного отвала поляры по сравнению с истинными значениями. Во времена первых стреловидных крыльев эта ошибка была невелика, но принципиальна, т.к. сдвиг поляры был уже связан не с отрывным обтеканием, а с взаимодействием одного элемента стреловидного и треугольного крыльев с другим (это отличало их от скользящего крыла). При переходе от стреловидных крыльев большого удлинения к крыльям типа Ту-144 сдвиг поляры стал, как указывалось выше, значительным, и выигрыш по качеству от сдвига поляры вверх не заметить было нельзя. В ОКБ при обработке экспериментальных данных стали размещать вершину поляры на координату (C_{xmin}, C_y*) без понимания, однако, физической сути явления.

В работах ОКБ было еще раз показано, что смещение поляры имеет место, когда $\alpha_{C_{xmin}} \neq \alpha_{C_y=0}$. И стало ясно, что подход к решению этой задачи лежит в организации такой поверхности крыла, при которой элементы, находящиеся в компоновке впереди, должны так воздействовать на другие элементы, чтобы смещение поляры проходило вверх и, как следствие, происходило увеличение аэродинамического качества даже при наличии положительного момента, обеспечивающего балансировку на крейсерском режиме полета. Простым анализом геометрической системы, состоящей из двух элементов поверхности переднего и заднего крыла, на которых имеются положительные скосы, было показано, что при положительном заклинении переднего элемента поверхности относительно заднего, скосы от переднего элемента дадут положительный сдвиг суммарной поляры. Было также показано, что C_y* есть сложная функция ε (скосов) и равен нулю при отсутствии скосов. Это прояснило одну из причин «сдвига» поляр без наличия отрывов. Действительно, корневая часть стреловидного крыла дает положительные скосы, растущие к концу размаха, и если их рационально использовать (отрицательная крутка), то можно получить сдвиг и выигрыш в качестве не только на крыле Ту-144, но и выигрыш в качестве на стреловидном крыле (ТУ-154, ТУ-204). Экспериментально это начали понимать в ЦАГИ, создавая крыло Ту-134.

В дальнейшем в ОКБ, ЦАГИ, ИТПМ были получены многочисленные экспериментальные данные, которые дали возможность детально проанализировать это явление. В ОКБ был предпринят целый ряд попыток изучения возможного сдвига поляры (А.Б. Кощеев, Г.А.Черемухин, А.А. Рафаэлянц) и оценки влияния геометрической крутки, формы профиля, количества надстроек на сдвиг вершины поляры. Была получена формальная связь между C_{xmin}, C_{xo}, A*, C_y*. Эти зависимости упрощали анализ результатов продувок и в дальнейшем дали возможность прогнозировать «абсолютный» оптимум по величине. К. Щербак и А. Гладков показывали возможность сдвига поляры с выигрышем в аэродинамическом качестве на основе линейной теории, но, к сожалению, не давали физического объяснения природы выигрыша. Отмечался только «математический» факт, качественно подтвержденный экспериментом.

Если $\Delta\alpha>0$, т.е. есть $\Delta C_y>0$, то, следовательно, и $\Delta C_x>0$. Но зачем нам лишний ΔC_y? Уменьшим местный α, доведем ΔC_y до старого, еще больше уменьшив ΔC_x. Если отклонить носик так, чтобы сохранить общий C_y, можно уменьшить общий C_x, может быть, и до $C_x<0$, т.е. реализовать так называемую «подсасывающую силу». Это означает, что профили после перелома плана крыла передней кромки должны иметь положительную кривизну, реализующую выигрыш от скосов, что на Ту-144 (044) и было сделано. Рассматривая распределение C_y вдоль размаха для плоского крыла при малых или больших крутках, можно подобрать такую крутку, которая обеспечит на заданном C_y эллиптическое распределение циркуляции по размаху. Так эмпирически удалось подойти к такой деформации срединной поверхности, которая отвечала в одной точке поляры эллиптическому распределению циркуляции по размаху.



Подъем поляры для выиграша в аэродинамическом качестве при заданном Cy (линия А)

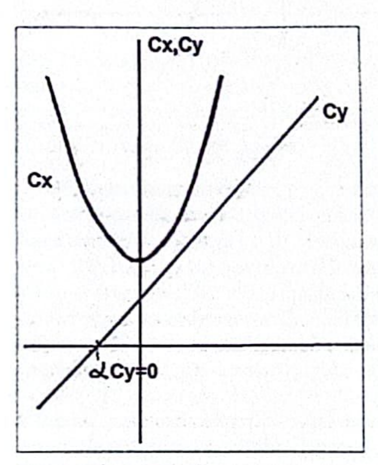
Ну а что же при других C_y? Если в идеальном случае свести сложный план самолета к плоскому эллиптическому в плане крылу, то мы получим поляру №1, отвал которой А (нарастание Cx) будет пропорционален $1/\pi\lambda$, где λ — геометрическое удлинение этого эллипса, равное эффективному удлинению всего самолета. Но так как крыло далеко не эллиптическое, то все наши «крутежные фокусы» могут помочь только на одном C_y. Как правило, в качестве расчетной величины следует принимать C_y середины крейсерского полета. Конечно, эта точка будет ближе всего к поляре №1, но никогда с ней не совпадет из-за многочисленных причин. Назовем эту точку «А». Естественно, чем больше C_y будет отличаться от C_y в точке «А», тем больше C_y поляры №2 будет отличаться от C_y поляры №1, поскольку форма распределения циркуляции будет все больше отличаться от эллиптической, и действительная поляра №2 будет иметь соответствующий вид с большим отвалом (А2) поляры, чем у поляры №1 (А1). Это обстоятельство при увеличении ΔA=A2—A1 и и заданном C_y в точке «А» приведет к увеличению C_{xmin} и C_y*.

Представляет интерес объяснение физического смысла сдвига поляры вверх не только от скосов и неэллиптичности циркуляции от дополнительного поля давления, рассчитанного в рамках линейной теории, при обтекании сверхзвуковым потоком на простом примере пластины с надстройкой, установленной на ее нижней поверхности. При появлении давления на поверхности «крыла», пропорционального углу атаки, сдвига поляры вверх не происходит, при наличии постоянного положительного давления на нижней поверхности или отрицательного — на верхней от надстройки появляется положительный сдвиг поляры. Такое давление на поверхность может возникнуть благодаря воздействию на крыло давления от надстроек, например, мотогондолы, обтекателей бустеров и т.д.

При сверхзвуковых скоростях можно выиграть в аэродинамическом качестве, если учесть давления, накладываемые от обтекания одного элемента на другой, например, боковых поверхностями МГ на крыло. К сожалению, далеко не все возможности положительного влияния такой интерференции были нами использованы, идея многих из них пришла значительно позже начала выпуска серийного самолета, однако часть из них была проработана на основании замеров на моделях в АДТ. Смысл выигрыша от учета области сжатия или разрежения, падающей, например, на поверхность крыла, состоит в том, что в зоне области сжатия поверхность крыла устанавливается под некоторым меньшим углом к потоку, чтобы вернуть суммарные силы давления до их значения, соответствующего изолированному крылу. В зоне области пониженного давления действуем наоборот. Подобные решения предполагались в проекте СПС фирмы Локхид в районе обтекателей от силовых приводов отклонения элевонов. При такой деформации поверхности, не меняя суммарно C_y, можно уменьшить суммарный C_x и выиграть в аэродинамическом качестве. Определение Δ угла поджатия, определенное по линейной теории, как и в других случаях, подчиняется нашему «правилу 1/2». Практические действия по изменению формы поверхности

должны быть сделаны весьма взвешенно по анализу расчетов и экспериментов в АДТ. Здесь необходимо учитывать, что выигрыш от такой местной деформации, во-первых, лежит только в области, близкой к расчетной, и, во-вторых, чаще всего выигрыш — меньше точности измерений в АДТ. Из-за этих трудностей, не позволяющих представить убедительные доказательства, на самолете Ту-144 были отработаны поджатия только в области носовой части МГ и внутренней поверхности МГ серийного самолета.

В процессе работ была объяснена еще одна проблема — появление «двойной поляры» с двумя отвалами А1 и А2, которые были обнаружены при обработке большого числа экспериментальных результатов. Возникновение второго, более крутого отвала (А2), задолго до $C_{y max}$, как считалось, было связано с возникновением отрывов потока от стреловидных кромок крыла или с его поверхности и увеличением зон отрыва с ростом угла атаки. Надо сказать, что в то время факторов влияния на положение точки «В» обнаружить не удалось. Хотя в ОКБ (Р.А.Жукова) были предприняты героические попытки систематизации фактического экспериментального материала, приведшие к некоторой инженерной методике, позволяющей установить связь получения точки «В» по C_y с планом крыла, т.е. прогнозировать положение точки «В» для крыльев типа Ту-144. Физическое понимание этого явления сегодня для нас — одна из основных задач компоновки стреловидных крыльев и сложных крыльев малого удлинения, важная для повышения C_y крейсерского полета (практически он совпадает с точкой «В»).



*Условия образования C_y**

Применение инженерных методик на этапе создания Ту-144 оказалось достаточно плодотворным и дало возможность сформировать срединную и нижнюю поверхности с выигрышем в качестве при балансировке самолета без отклонения элевонов. Вся эта практическая работа принесла свой ощутимый результат. Практически за много лет не удалось найти форму крыла и геометрическую крутку крыла типа Ту-144, лучше предложенной ЦАГИ и принятой на самолете Ту-144.

Крыло — это самая сложная часть самолета с точки зрения аэродинамической компоновки, ввиду его большой функциональной загрузки: обеспечение подъемной силой при минимальном сопротивлении самого крыла на всех режимах полета, включая трансзвуковые и крейсерские режимы в широком диапазоне скоростей, обеспечение балансировки на всех режимах, обеспечение взлета и посадки с большим аэродинамическим качеством и торможение при посадке, размещение необходимого объема топлива. Последнее обстоятельство заставляет проводить оптимизацию крыла при сохранении его объема постоянным. Проблема осложняется тем, что под действием подъемной силы и силы веса, имеющих разные законы распределения при разных суммарных весах и режимах полета, форма крыла, его деформация меняется, что также прямо влияет на аэродинамические свойства и характеристики. Еще сложнее протекают динамические процессы. Даже в квазистатическом (расчетном) положении на разных режимах полета при разных весах положение элевонов может быть различным, что также существенно меняет и деформацию крыла. Но они отличаются еще сильнее и могут быть не симметричны при боковых и вертикальных маневрах. Только при создании серийного Ту-144 почти все эти варианты так или иначе были проанализированы и для них были найдены соответствующие аэродинамические коэффициенты по всем необходимым параметрам для учета особенностей поведения крыла и самолета в целом, изменения его формы.

Стало очевидно, что крыло должны быть сделано так, чтобы в большей части крейсерского полета оно имело наибольшее качество, а следовательно, необходимо:

— выбрать этот средний режим;

— найти нагрузки и деформации крыла, соответствующие этому режиму;

— вычесть полетные деформации из заданной полетной оптимальной формы для получения потребной строительной формы (нулевая нагрузка);

— проверить получившуюся форму в полетах (на разных режимах), предварительно разработав методику измерения;

— скорректировать строительную форму и конструкцию крыла для получения желаемого результата.


А.А. Туполев и А.Н. Туполев до 1972 года вместе принимали все решения по самолету Ту-144

На опытном самолете были проведены детальные исследования. Фотометрическим методом, модифицированным для летных испытаний, специалистами под руководством А.Л. Пухова были получены реальные поправки, которые затем были использованы для серийного Ту-144. Впервые в СССР была определена строительная форма самолета, с учетом деформаций от аэродинамической нагрузки, нагрузки от топлива и коммерческой нагрузки в середине крейсерского полета, которая соответствовала оптимальной полетной форме, и для которой определились аэродинамические характеристики. До этого все самолеты имели жесткую строительную (стапельную) форму, которая соответствовала форме самолета, определенной по результатам продувок аэродинамических моделей. Таким образом, впервые практически все полетные деформации были направлены на снижение аэродинамического качества самолета.

Наш новый подход, частично реализованный на опытном самолете Ту-144, дал возможность использовать в полете двойную кривизну (прямые образующие оставили в строительной форме на радость технологам).

При таком разнообразии форм крыла на разных режимах полета необходимо было построить аэродинамические коэффициенты в функции веса, высоты, числа *M*, отклонения элевонов и т.д. Это грозило серьезно осложнить расчеты, особенно устойчивости—управляемости. Спасло предложение перейти к аппроксимации аэродинамических коэффициентов по указанным параметрам. Работа была достаточно новой, но плодотворной. Кроме того, это позволило широко применить вычислительную технику. Учет деформации дал также возможность получить хорошую сходимость результатов расчетов и летных испытаний.

Опытный самолет строился, но уже на стадии его проектирования стало ясно, что получить заданные параметры и характеристики на нем невозможно.

Основными недостатками компоновки опытного образца, которые хотелось бы устранить в серийном варианте, были:

— недостаточное максимальное крейсерское аэродинамическое качество (около 7, а надо > 8);

— малый $C_{y max}$;

— трудности в обслуживании двигателей и нагрев хвостовой части фюзеляжа, что потребовало отказа от пакетного расположения двигателей;

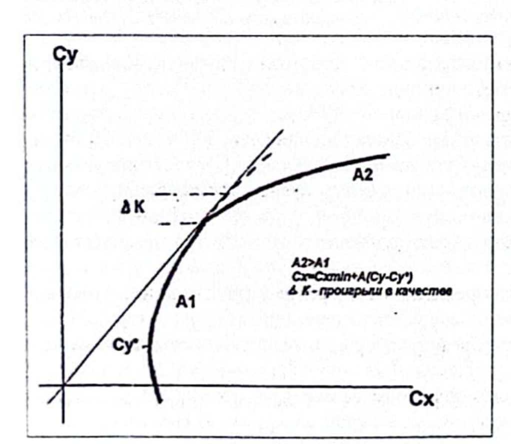


Главный конструктор В.И. Близнюк и главный аэродинамик Г.А. Черемухин

— большой вес пустого снаряженного самолета (84 т).

Одновременно опыт проектирования опытного самолета позволил определить следующие направления работ по повышению аэродинамического качества: уточнение плана крыла и деформации основных элементов, снижение сопротивления внешней формы моторных гондол, улучшение слива пограничного слоя с крыла и панелей воздухозаборника, уборка колес шасси из крыла в моторные гондолы между каналами подвода воздуха к двигателям, улучшение форм носовой и хвостовой частей фюзеляжа, оптимизация формы пространства между моторными гондолами, снижение поверхностного сопротивления и многие другие местные мероприятия. По существу, была выявлена необходимость перехода к новой аэродинамической компоновке. Для увеличения Cy_{max} было признано необходимым отклонить элевоны вниз на 10° за счет установки убирающегося переднего крыла. Для снижения нагрева и максимального охлаждения хвостовой части фюзеляжа была принята разбивка пакета из четырех двигателей на два пакета по два двигателя с перемещением их от оси фюзеляжа в сторону концов крыла и обеспечение безотрывного обтекания пространства между пакетами.

Огромное внимание было уделено вопросам снижения веса. К сожалению, не был применен даже такой радикальный метод, как выпуск нового комплекта чертежей. Этот метод очень успешно применялся ранее в ОКБ Туполева. При выпуске серийных чертежей на самолет Ту-16 удалось снизить вес пустого снаряженного самолета практически на 5 т в сравнении с весом прототипа — самолета «88», при этом размерность и форма самолета не менялись, но была изменена область полета для снижения нагрузок. Такой же положительный опыт был на самолете Ту-2. И хотя для самолета Ту-144 была поставлена сложнейшая задача сохранить вес пустого снаряженного самолета на уровне опытного самолета, несмотря на увеличение площади крыла и пассажировместимости в пределах тех же 84 т, при принятии решений считалось, что задача вполне реальна.



Двойная поляра

Крейсерское аэродинамическое качество самолета Ту-144. На аэродинамическое качество серийного самолета Ту-144 значительное влияние оказало решение по изменению механизации. Решение о зависании элевонов (отклонении вниз) на 10° за счет применения переднего крыла и увеличении при этом взлетного аэродинамического качества позволило, несколько ухудшив последние, улучшить сверхзвуковое (крейсерское) аэродинамическое качество за счет увеличения стреловидности консольной части с 55 до 57° и

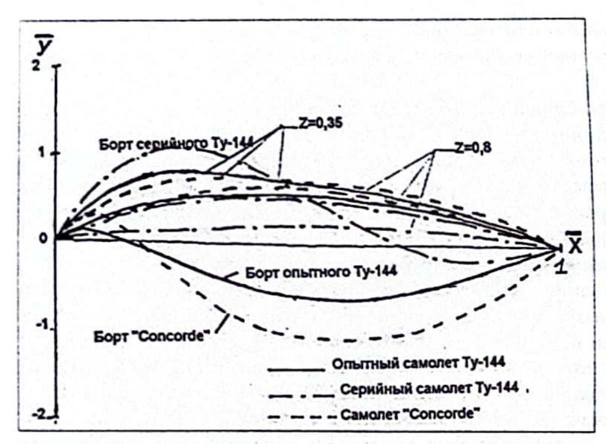
соответствующего уменьшения ее волнового сопротивления. С целью приближения к оптимальной по крейсерскому аэродинамическому качеству форме в плане была несколько уменьшена стреловидность наплывной части крыла (с 75 до 74°).

Естественно, что форма деформации срединной поверхности подбиралась с учетом этой измененной формы в плане. Напомним, что эту форму определяли в ЦАГИ Л.Е. Васильев и А.И. Гладков, используя расчетные формы для наплывной части исходя из C_y (расчетного) = 0,1, а для консольной части — из C_y = 0,07 со случайной формой в районе перелома передней кромки. Напомним, что лучшей формы деформации пока найти не удалось. Некоторое искажение осевого профиля (его нижней части) было вызвано необходимостью введения (частичного сохранения с опытного самолета) «центрального тела» между моторными гондолами для размещения агрегатов и трубопроводов оборудования.

Тщательные исследования и долгие споры с «идеологами воздухозаборников» (Н.Н. Фураева, Е.В. Сергеев и другие) позволили аэродинамикам доказать целесообразность некоторой деформации нижней поверхности крыла перед входами в воздухозаборники для снижения толщины сливаемого с крыла пограничного слоя. Это изменение нижней поверхности крыла было внедрено с 7-го серийного самолета и дало некоторый выигрыш в качестве. Надо отметить, что для большинства подобных мероприятий выигрыш в качестве составлял величины, измеряемые сотыми и едва десятыми долями единицы качества, которые не могли быть установлены в прямых испытаниях моделей в аэродинамических трубах. Единственной оценкой «положительности» были расчеты по той или иной теории, но всегда вызывающие у «принимающих решение» естественное недоверие, часто поддерживаемое наукой, что «попортило много крови» аэродинамикам и компоновщикам. Но еще сложнее было после запуска в серийное производство решить вопросы доработок с технологами или производственниками. И, как следствие, многие наработки для улучшения аэродинамического качества, например, за счет деформации нижней поверхности крыла под учет поля давлений от моторных гондол или обтекателей бустеров, потенциально дававшее по расчетам более 0,2 единиц увеличения аэродинамического качества, остались в проекте с рядом других предложений. Справедливости ради отметим, что некоторый учет поля от слива пограничного слоя и скачков от воздухозаборника был сделан при формировании «центрального тела».

При выборе входной части моторных гондол — собственно воздухозаборников — шла «непрерывная борьба» между мотористами, отвечающими за работоспособность силовой установки, и аэродинамиками, отвечающими за летные данные, и в частности за аэродинамическое качество. Первые стремились увеличить площадь входа воздухозаборника за расчетное значение по расходу воздуха через двигатель на крейсерском режиме для обеспечения запасов от помпажа, а аэродинамики требовали их выполнения в точном соответствии с расчетами для наименьшего внешнего сопротивления. Как говорил А.Н. Туполев, «когда мотористы не знают, как считать двигатель, они считают самолет». Так поступали и здесь: мотористы считали внешнее сопротивление по «жидкой линии», доказывая, что внешних потерь нет, а аэродинамики, опираясь на то, что двигатели, как правило, недобирали расход воздуха, из-за чего резко росли внешние потери, считали газодинамический тракт двигателя. Интересно, что А.Н. Туполев, как правило, в этих спорах становился на сторону мотористов. Но несколько соток, а может быть, и десятку качества А.А. Рафаэлянц выиграла за счет организации сливов пограничного слоя и изменения формы обтекателей сопла.

Главный недостаток моторной гондолы на самолете Ту-144 — ее большая длина и необходимость размещения в пределах размаха наплывной части крыла. Во многом это определилось «советской» привычкой отдельно делать самолет и отдельно — но именно для этого самолета (!) — двигатель. Поэтому, чтобы иметь на стенде хорошие параметры «чистого двигателя» (без воздухозаборников), Н.Д. Кузнецов потребовал чрезвычайно высокой равномерности потока на входе в двигатель (компрессор), с тем чтобы получить хороший КПД. Надо напомнить читателю, что при скорости полета, соответствующей числу M=2, степень сжатия воздуха в компрессоре двигателя и в воздухозаборнике становится примерно одинаковой. Получить такие неравномерности в соответствии с рекомендациями ЦАГИ можно было, только применив для выравнивания потока длинный канал воздухозаборника (более 8–10 калибров в соответствии с рекомендациями), со всеми вытекающими отсюда очевидными последствиями в виде



Срединные линии профилей крыла (расчет, середина крейсерского полета)

Сх, веса и т.п. Справедливости ради отметим, что Н.Д. Кузнецов в дальнейшем несколько «загрубил» первую ступень вентилятора, чтобы «проглотить» часть неравномерности.

На опытном самолете это требование в конечном счете из-за стремления к минимуму миделя самолета привело к центральной пакетной компоновке 4 двигателей. Но даже в этом случае, чтобы снизить влияние отказа одного двигателя, помпажа двигателя и/или воздухозаборника на другие двигатели (особенно в каждом пакете), пришлось раздвинуть воздухозаборники попарно. Таким образом, образовалось так называемое центральное тело. Удалось скомпоновать эту зону так, что $C_{хмг}$ опытного самолета не превышал $C_{хмг}$ пакетной компоновки типа самолета В-70 или Т-4. Эта задача была решена эффективным использованием взаимной интерференции потоков от тел с положительным наклоном (конус, центральное тело) на внутренние стенки воздухозаборников с отрицательным наклоном к набегающему потоку, что создало положительное давление и дополнительную тягу. Для этого пришлось специально профилировать сечения пространства перехода от парных воздухозаборников к пакету из четырех двигателей.

Другой особенностью моторной гондолы опытного самолета было поджатие ее внешнего обвода с тем, чтобы обеспечить выпуск шасси, тележка колес которого была размещена в крыле около моторной гондолы. Для размещения этой же тележки профиль крыла у борта моторной гондолы был утолщен и имел отрицательную кривизну. Все это уменьшало Δ Сх убранного шасси. И наконец, в этой «немецкой» гондоле часть пограничного слоя, сливаемого с крыла, по длинному каналу подавалась к ковшовому соплу для уменьшения донных сопротивлений, образованных при сочетании их с крылом. Словом «немецкий» в ОКБ Туполева было принято называть исключительно сложные конструкции, поскольку самые хитрые самолетные конструкции были присущи немецким самолетам, например, шасси самолетов Мс-109 и FW-190. После решения раздвинуть на серийном самолете двигатели попарно с образованием двух моторных гондол, которые заняли место размещения шасси, последнее было переделано для размещения его в убранном положении между каналами воздухозаборников в каждой из гондол.

На опытном самолете предполагалось, что конструкция сопел должна была обеспечить широкий диапазон регулировки, вплоть до реверса (так стало на серийном «Конкорде»). Но сопло не было доведено. Их неудачное сочленение с верхней поверхностью крыла потребовало на опытном самолете создания специальной надстройки с подпиткой для снижения донного сопротивления. На серийном самолете уделялось много внимания внешней форме моторных гондол, в сочетании с крылом, между ними самими и фюзеляжем, с отработкой ряда «мелочей», таких как донное сопротивление обтекателей между соплами и т.п., но, как было сказано, учет их влияния на крыло был сделан только в межгондольном пространстве.

Разделение пакетной мотогондолы на две части при той же длине канала воздухозаборников привело к необходимости решения следующих крупных задач:

— компоновка слива пограничного слоя с крыла и с регулируемой панели воздухозаборника;

— компоновка межгондольного пространства (форма внутренних стенок МГ) с учетом потоков от сливов;

— отработка формы нижней и внешней стенок МГ в связи с размещением убирающегося шасси между каналами к двигателям;

— компоновка «стекателей» между круглыми соплами;

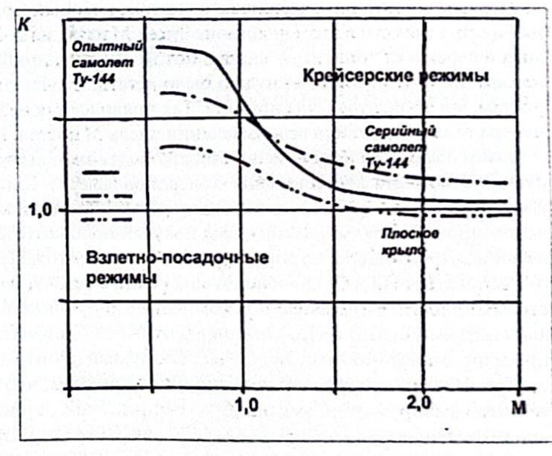
— учет влияния упругости на эффективность элевонов в связи с их смещением от оси самолета в сторону более упругой части крыла.

О проблеме высоты слива пограничного слоя уже говорилось, но не менее важной задачей было разделение объема слива воздуха в межгондольное пространство и на консоль крыла, а также — направление вытекающего воздуха и взаимодействие с общими проблемами совместного обтекания крыла с моторной гондолой и достаточностью объема слива пограничного слоя. Аэродинамики хотели, чтобы сливаемый с панели воздухозаборника высоконапорный пограничный слой при сливе давал бы тягу, а для мотористов главным был вопрос, чтобы слив был эффективным с точки зрения качества аэродинамического поля на входе в двигатель. Получение тяги требует обязательного поджатия сечений канала на выходе, но, как всякое поджатие, это создает уменьшение расхода воздуха. После многочисленных изучений в АДТ течений в каналах слива пограничного слоя, на выходе из них, на крыле, межгондольном пространстве и боковых поверхностях моторных гондол удалось найти устраивающий всех вариант.

Форма (площади) поперечных сечений межгондольного пространства строилась с учетом объема воздуха, сливаемого из пограничного слоя в разных точках, что давало возможность минимизировать сопротивление. Так, например, некоторое расширение сечения (по потоку) в начале моторных гондол, совмещаемое со сливом пограничного слоя и началом образования центрального тела, реализует уменьшение сопротивления от действующего в этой части повышенного давления. Естественно, что размещение колес убранного шасси между каналами воздухозаборника не только портит их форму, но и форму мотогондолы, т.к ее максимальный мидель оказывается где-то около середины. К сожалению, результаты проведенных на моделях в ИТПМ исследований полей давления на крыле с учетом установки моторных гондол не были своевременно учтены при профилировании нижней поверхности крыла.

Для оптимальной компоновки стекателей между соплами были изучены многочисленные публикации российских и иностранных авторов. Кроме этого, были выполнены специальные испытания. Оценить суммарный эффект от применения перфорации и частичного использования воздуха, идущего на вентиляцию моторных гондол, в то время не представлялось возможным.

Известно, что протоки и сливы создают разное сопротивление в зависимости от режима полета и режима работы двигателя, а в аэродинамическом расчете все они должны быть учтены. Доказательством этого служит характерный пример из практики летных испытаний. В одном из первых подходов опытного самолета Ту-144 к скорости $M = 2$ самолет резко изменил градиент набора скорости. По оценке летчиков, он «уперся в стенку». Появилось много версий, и, конечно, главная из них — «рост Сх»! Результаты тщательного анализа показали, что это был действительно рост сопротивления, но сопротивления силовой установки из-за резкого падения расхода воздуха. На базе полученных результатов М.Я. Блинчевским была разработана расчетная методика определения сопротивления (и потерь) силовой уста-



Достигнутое аэродинамическое качество

новки для анализа реального сопротивления силовой установкой, показавшая хорошую сходимость с летными испытаниями.

Изменение аэродинамической схемы не прошло бесследно и для других характеристик. Изменение положения моторных гондол и увеличение площади крыла привели к изменению положения элевонов. И хотя были выполнены тщательные расчеты по оценке эффективности на дозвуковых режимах M=0,8 по дозвуковой теории, на сверхзвуковом режиме при M=1,4 и M=2 по «поршневой теории» В.И. Чубарова, а между M=0,8 и M=1,4 проведена линейная аппроксимация по эквивалентно жесткой эффективности m_z, полученной по результатам испытаний в АДТ, уже в полетах опытного самолета получили значительное и сначала непонятное отклонение элевонов при проходе зоны трансзвуковых скоростей при принятой центровке. Но так как максимальная величина в т.н. «ложке» по элевонам была на опытном самолете не более 2–3° вверх, было найдено простое объяснение, что позволило считать это естественным явлением, успокоиться и не спеша проводить летные испытания…

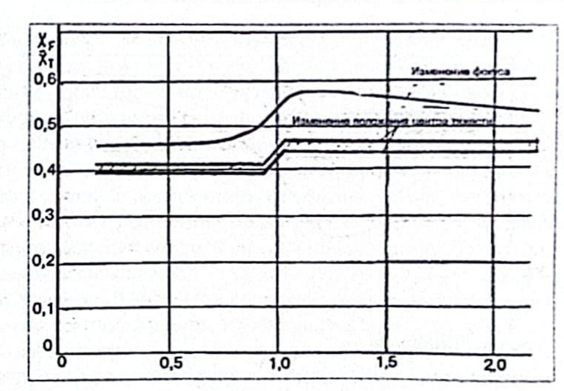
Но оказалось, что в этих вопросах была заложена «бомба», часовой механизм которой сработал в самое неподходящее время — первый проход через звуковую скорость на серийном самолете Ту-144. При расчетной центровке экипаж серийного самолета (командир М.В. Козлов) обнаружил совершенно неприемлемые характеристики. «Ложка» по элевонам составила 8–10°, против ожидаемых 2–3°. Кроме большой загрузки экипажа, резко увеличилось сопротивление и время прохождения области полета в диапазоне чисел M от 0,98 до 1,25. Соответствующие потери топлива были недопустимы.

Начался мучительный поиск причины и путей решения задачи возвращения к «ложке» 2–3°. Устойчивисты, которые считали потерю эффективности элевонов от упругости крыла и балансировки, сразу напали на тех, кто проводил эксперименты в АДТ, считая, что, по их мнению, последние дали неправильные значения положения фокуса и жесткой эффективности элевонов в этом диапазоне чисел М. Была сделана попытка прямо использовать результаты летных испытаний: построить график изменения положения аэродинамического фокуса по числу M, «совпадающий» с данными, взятыми из летных испытаний, так, чтобы отклонения элевонов точно соответствовали полетным данным, и пересчитать все заново. Но задача не имела решений, так как в этом случае на результ влияет не абсолютная величина $\overline{X}_F$, а более сложная функция $\overline{X}_F - \overline{X}_T / m_z$. Многие специалисты, которые доверяли данным, полученным в разных аэродинамических трубах, настаивали на том, что это — влияние упругости на Mz. Шли напряженные дисскуссии и борьба мнений. Но нужно было принять решение о том, что делать на самолете.

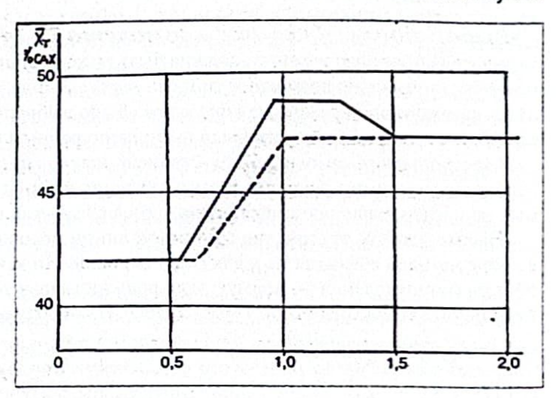
Первым достаточно очевидным выводом, который примирял все позиции, было смещение положения центра тяжести в этом диапазоне чисел M назад на 2–3% САХ. Это решение осложняло процесс расхода и перекачки топлива — «назад, потом вперед», приводило к потерям топлива в трансзвуковых режимах, но — что делать! — нужно было летать. Чтобы снизить риск на переходе к сверхзвуковым скоростям, эта процедура была принята. Так появился так называемый «домик», определяющий положение центра тяжести самолета при изменении числа M полета. Постепенно эта зависимость стала привычной.

Затем было предложено использовать частичный выпуск переднего крыла (ПК) для создания кабрирующего момента и уменьшения δ элеронов (вверх). Кинематика выпуска ПК такова, что до Хпк = 60° угол атаки ПК < 0°, следовательно, χпк должен быть ниже 60°. Был проведен летный эксперимент при положении ПК χпк=55°. И хотя был получен положительный эффект, но появился невыносимый шум в кабине. Произошло местное разрушение на обтекателе ПК (разрушилась одна из отклоняющихся створок обтекателя ПК). Стало ясно: чтобы решить задачу, надо было выдвигать ПК на еще меньший угол стреловидности, что ставило под сомнение его прочность, так как по кинематике уже начинала раскладываться механизация ПК. Пришлось от этого направления работ отказаться, хотя при специальном проектировании можно было, по-видимому, найти оптимальное решение.

Дальнейший длительный поиск причины показал, что была допущена серьезная ошибка в расчетах, точнее, в выборе исходных данных — в определении принятых значений потерь эффективности элевонов в этом диапазоне чисел M (0,8–1,3). Как было показано выше, жесткие характеристики m_z^δ получены были по результатам испытаний в АТ. Влияние упругости было определено устойчивистами (В.И. Чубаров). При этом при числах M (до 0,8) использовалось совместное решение упругой деформа-



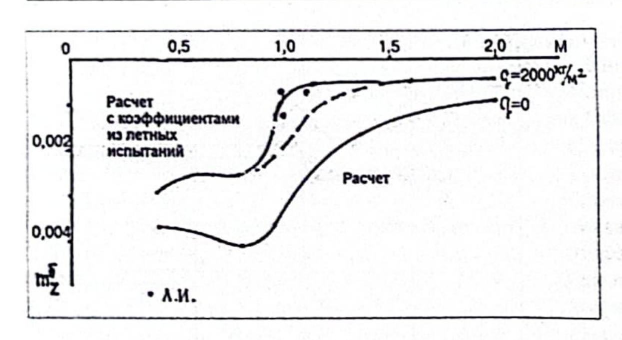
Положение фокуса и диапазон центровки на опытном самолете Ту-144



Изменение положения ЦТ серийного самолета

ции и распределения давления по программе С.М. Белоцерковского. На числе M=2 распределение давления определялось по «теории поршня». Результаты, полученные при M=2, были распространены до M=1,5. При определении расчетного положения m_z^δ с учетом упругости между M=0,8 и M=1,5 было принято, что изменение потери эффективности надо принимать в этом диапазоне по зависимости q=0 кг/м^2. При этом расчетная «ложка» не превышала 2–3° отклонения элевонов вверх. Однако пересчет результатов летных испытаний показал, что действительная эффективность элевонов (m_z^δ при q=2000 кг/м^2) соответствует в этом диапазоне чисел М сплошной кривой с почти вдвое меньшим значением m_z^δ при M > 1,0. Расчеты, выполненные прочнистами по фактическому распределению давления при этом числе М, показали, что влияние упругости в этом диапазоне наибольшее.

Физический смысл этой особенности заключается в следующем. При отклонении элевона появляется прирост силы на самом элевоне и на всей хорде крыла, моменты кручения которых относительно центра жесткости (ЦЖ), расположенного практически по середине хорд консолей, действуют в разные стороны. На большинстве хорд момент от силы на руле больше, и крыло закручивается на некоторый отрицательный угол атаки, что, уменьшая подъемную силу сечения, создает небольшой дополнительный момент на ослабление эффективности отклонения элевонов, и в сумме, как и показывают расчеты, относительная потеря m_z^δ порядка 20–25% при скоростном напоре около 2000 кг/м². На сверхзкуковой скорости при отклонении элевона с прямой передней кромкой на нем возрастает давление по прямоугольному закону, которое не распространяется вперед. Закручиванию крыла моментом сил на элевоне очень незначительно препятствует момент от падения подъемной силы на крыле, так как ЦЖ находится ближе к передней кромке, чем к середине хорды. При этом потеря m_z^δ оказывается уже порядка 50–60%, что и показывают летные испытания. На малых числах M течение на передней кромке крыла еще дозвуковое, а течение на поверхности элевона — уже сверхзвуковое. При этом от отклоненного элевона возникает момент, закручивающий крыло (как на сверхзвуке), но на самом крыле, за счет отклонения элевона, прироста силы уже не происходит (как на дозвуковых режимах) и момент от него уже не компенсируется (в противоположность дозвуковым режимам). Напротив, на трансзвуковых скоростях при закручивании крыла его треугольно распределенное давление падает и тем самым способствует перемещению центра давления. Это дополнительно «помогает» элевону закручивать крыло, и потеря m_z^δ уже достигает порядка 70%, т.е. почти двое больше, чем было первоначально принято при расчете балансировок.



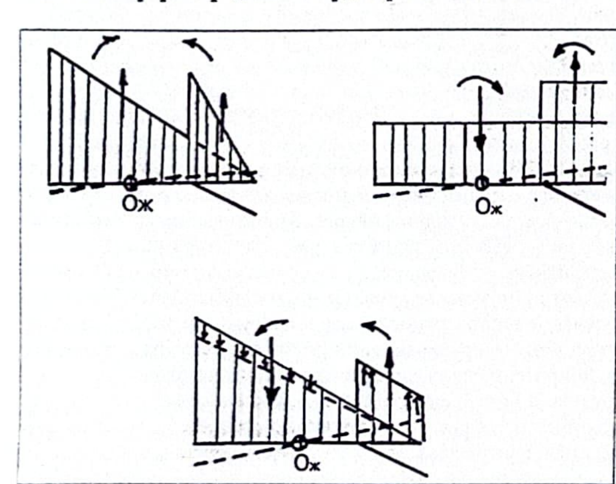
Изменение жесткости

Это была серьезная ошибка при определении аэродинамической компоновки самолета. А проявились эти явления так резко потому, что при переходе к серийному самолету элевоны были отодвинуты от оси самолета, т.е. размещены в наиболее деформируемой и упругой части крыла. Поэтому влияние этого обстоятельства и неучет упругости при оценке эффективности элевонов на серийном самолете сказались гораздо значительнее, чем на опытном самолете. На самолете «Конкорд» такой значительной потери эффективности элевонов нет, так как корневой элевон расположен между фюзеляжем и МГ и практически не имеет потери эффективности из-за упругости.

Выбор формы фюзеляжа самолета Ту-144. Форма фюзеляжа, как главная часть самолета, несущая полезную нагрузку, должна быть максимально простой, с точки зрения аэродинамики, обеспечивая минимально возможное сопротивление. Ввиду того что определяющим на самолете Ту-144 являлся сверхзвуковой режим, для фюзеляжа было выбрано большое удлинение носовой и хвостовой частей. Удлинение носовой части было выполнено равным 6, хвостовой части — равным 7.

Уже на опытном самолете было устранено главное препятствие к реализации острой носовой части — необходимость иметь большие углы остекления кабины летчика для обзора во время взлета и посадки. Был применен отклоняющийся носок фюзеляжа — т.н. обтекатель — на носовой части фюзеляжа.

Необходимость отклонения срединной линии носовой части фюзеляжа вниз была доказана еще при выборе методов создания m_{z0} для балансировки. Но как выбрать вообще ось фюзеляжа для меньшего общего сопротивления — прямую (для решения задач технологичности) или кривую, отвечающую оптимальной форме срединной хорды крыла? На опытном самолете последнее явно получалось только в хвостовой части фюзеляжа, которую надо было отгибать вверх для оптимального взаимодействия со струями двигателей. Середину фюзеляжа для простоты технологических решений было решено в строительной форме оставлять прямой. Анализ известных проектов сверхзвуковых самолетов вновь напомнил о классическом «правиле площадей», но, посчитав, что площади сечений фюзеляжа для реализации этого правила придется уменьшать, и не имея еще решения по местному подходу к «правилу площадей», решили целенаправленно «правило площадей» не применять. Позднее были получены данные, что так же поступили конструкторы на самолетах «Конкорд» и на ряде других проектов СПС.



Эпюры давления

А как устанавливать фюзеляж на крыло? При компоновке опытного самолета серьезных аэродинамических соображений не нашли и установили его конструктивно, т.е. из условия оптимального технологического сочетания конструкции крыла и фюзеляжа, с некоторым положительным углом заклинения крыла, что хорошо сочеталось с ранее принятой формой усеченного снизу поперечного сечения фюзеляжа.

На серийном самолете форма носа уже тщательно отрабатывалась при заданном составе экипажа и установленном оборудовании. Идея уменьшения сопротивления носовой части проста — образовать большие углы на малом миделе, а при нарастании площади поперечного сечения носка иметь уже малые углы. Проведение продувок различных носовых частей с использованием предлагаемых теоретических форм — степенных головок носовых частей с минимальным сопротивлением при заданном объеме (работы профессора Г.Л. Гродзовского из ЦАГИ) — дали возможность улучшить форму носовой части фюзеляжа для серийной машины по сравнению с опытной. Выигрыш в сопротивлении за счет изменения формы носовой части при переходе от опытного к серийному варианту составил $\Delta C_x = 0{,}001$, что было эквивалентно экономии от 1 до 2% общего запаса топлива.

Форма осевой линии фюзеляжа была при проектировании предметом дискуссий. Традиционный подход к фюзеляжу как ненесущему элементу компоновки и даже уменьшающему Су в центральной части крыла был изменен в сторону фюзеляжа, участвующего, наряду с наплывной частью крыла большой стреловидности, в общей несущей системе при сверхзвуковых скоростях и оказывающего определенное воздействие на несущие свойства системы на больших углах атаки при малых скоростях. После многих анализов и обсуждений математической оптимизации было сочтено целесообразным продлить деформацию срединной поверхности крыла на срединную линию фюзеляжа. Это прежде всего подсказало отрицательность заклинения крыла относительно фюзеляжа, что, в свою очередь, создавало дополнительный кабрирующий момент, нужный для балансировки. Отрицательное заклинение крыла и удобство размещения грузов и баков заставили вернуться к фюзеляжу круглого сечения. Срединная линия его хотя и напоминает срединную линию крыла, но в значительной степени «подправлена» рационализацией конструктивной схемы крыла и фюзеляжа, с увеличением длины срединной цилиндрической части. Удлинение хвостовой части фюзеляжа было несколько увеличено, хотя было значительно меньше того, что рекомендовали аэродинамики (7–8).

Большой вынос носовой части фюзеляжа от основного шасси и на опытном, и на серийном самолетах приводил к сильным колебаниям конструкции, особенно в районе кабины экипажа, которые возникали при касании основным шасси ВПП, что делало самолет практически неуправляемым, особенно при «грубых посадках». Решение проблемы было найдено в разработке соответствующей упругой подвески отклоняемого вниз обтекателя, который работал как демпфер колебаний.

Большой аэродинамической и компоновочной проблемой было сочетание фюзеляжа с передним крылом. Очень важно, что конструктивно удалось «спрятать» убранное переднее крыло в сравнительно небольшой обтекатель над верхней поверхностью фюзеляжа вне силовой конструкции герметичного контура.

Выбор вертикального оперения самолета Ту-144. Как известно, вертикальное оперение (ВО) и имеющийся на нем руль направления (РН) предназначены для обеспечения путевой устойчивости и управляемости самолета через создаваемые ими путевые моменты относительно оси, перпендикулярной плоскости крыла. Угол отклонения оси самолета от направления скорости полета в плоскости крыла называется углом скольжения (β). Путевой момент от ВО должен быть таким, чтобы на всех режимах полета была обеспечена возможность совмещения оси самолета с направлением скорости полета.

Компоновка самолетов бесхвостой схемы отличается тем, что расстояния от центра тяжести до носовой части и вертикального оперения оказываются соизмеримыми. Поэтому специалисты ЦАГИ всегда предупреждают о том, что имеется возможность потери путевой устойчивости с увеличением числа *M* полета, так как myB носовой части фюзеляжа создает путевую неустойчивость, возрастающую по числу *M*, тогда как эффективность вертикального оперения по ряду причин падает с увеличением числа *M*, в том числе из-за влияния вихрей от носовой части фюзеляжа и уменьшения Су (для ВО-Cz). Для реше-

ния этой проблемы были рассмотрены различные решения путевой устойчивости: двойные кили по обе стороны пакета двигателя, как на В-70, подкилевые гребни на пакете двигателей или фюзеляже, как, например, на МИГ-21, и ребра на носовой части фюзеляжа для снижения ее боковой эффективности, как на самолете «Конкорд». Но ни одна из этих компоновок не оказалась эффективнее площади одиночного вертикального оперения. В наших экспериментах эффективность гребней на единицу площади оказалась значительно ниже, чем у вертикального оперения с учетом упругости. Гребни на носовой части фюзеляжа одновременно с уменьшением m_y^β смещают X самолета заметно вперед. На самолете «Конкорд» применение небольших ребер, установка которых очень тщательно подобрана, есть корректировка путевой устойчивости самолета при уже организованном производстве.

Выбор параметров вертикального оперения и руля направления производился при проектировании самолета Ту-144, как обычно, исходя из требований путевой устойчивости самолета на расчетных режимах полета и балансировке при боковом ветре или при отказе одного двигателя, т.е. в соответствии с требованиями, предъявляемыми нормами летной годности. Величина m_y^βф при проектировании определялась расчетом, который впоследствии был подтвержден экспериментом. Довольно большая величина m_y^βф = 0,00085 определяется выносом носовой части фюзеляжа относительно центра тяжести. Величину Δm_y^βмг определяют два фактора: момент от боковой проекции мотогондолы и влияние поворота струи на входе в двигатель. Вторая составляющая является определяющей Δm_y^βмг = 0,00025, т.е. при укорочении мотогондолы сдвиг воздухозаборника назад приводит к уменьшению дестабилизирующего момента и, таким образом, к уменьшению потребного размера ВО. На опытном самолете было установлено вертикальное оперение площадью, равной 50 м, со стреловидностью задней кромки χ=-7°, что позволило сделать руль направления с прямой осью вращения.

Были рассчитаны потери эффективности ВО от упругости для трех вариантов силовой схемы киля (различные типы заделок) по результатам прогибов в сечениях киля от максимальной эксплуатационной нагрузки на крейсерском режиме полета, выданных бригадой прочности. Были получены формулы учета упругости вертикального оперения K = m_y^β упр.во/m_y^β ж.во для трех вариантов заделки:

$K_1 = (1–0{,}0776 \cdot 10^{-3}q)$ — на фюзеляже жестко заделаны в лонжероны ВО;

$K_2 = (1–0{,}0525 \cdot 10^{-3}q)$ — на фюзеляже, три первых лонжерона шарнирно;

$K_3 = (1–0{,}04 \cdot 10^{-3}q)$ — минимальное по прочности количество лонжеронов заделаны жестко.

Был рекомендован и принят для киля самолета 2-й тип заделки. Площадь вертикального оперения серийного самолета составляла 49,24 м², что составляет примерно 6% от общей поверхности самолета. Значительной оптимизации по этому вопросу не потребовалось, хотя кое-что было сделано.

Гораздо интереснее оказался ряд «фокусов», которые были получены при продувках в АДТ ЦАГИ. Так, например, для опытной машины на дозвуке m_y^βво не изменялся вплоть до $C_y = C_{ymax}$, а самолет без вертикального оперения (дозвук) по весовым испытаниям на больших а (с ростом их) с поднятой носовой частью становился устойчивым по пути $m_y^\beta < 0$, а при опущенном носе этого явления нет. Эти факты долгое время, как в сказке, относились к разряду чудес, связанных то ли с числом Рейнольдса, то ли с неточностью замеров, то ли еще с чем… Но оставим пока это «чудо» и приведем пример такого же рода из летных испытаний. На опытной машине в диапазоне чисел *M*= 0,9–1,3 было отмечено резкое падение $|m_y^\beta|$, и ЦАГИ с ЛИИ спрогнозировали большую потерю m_y^β, т.е. m_y^β, равное нулю уже при *M*=1,4–1,5. Такое суровое предположение, по их мнению, не противоречило потере m_y^β от роста эффективности путевой неустойчивости носовой части фюзеляжа и потере эффективности путевой устойчивости вертикального оперения (опасения были и раньше…). Специалисты ОКБ во главе с Г.Ф. Набойщиковым смогли быстро показать, что видимая потеря путевой устойчивости связана с появлением my при несимметричном отклонении элевонов за счет различия в сопротивлении консолей при отклонении элевонов вверх или вниз и что потери путевой устойчивости как таковой не будет. Летные испытания подтвердили это положение. Но в систему управления пришлось ввести перекрестную связь по каналам крена и курса.

Вопросы сопротивления внешней поверхности самолета Ту-144. Мы уже говорили, что при аэродинамическом расчете было принято, что на всей поверхности самолета имеется только турбулентный пограничный слой, несмотря на то, что модели в АДТ обтекались различными участками ламинарного течения. Это было волевое решение, согласованное с ЦАГИ и специалистами по пограничному слою других институтов. В силу огромного числа Рейнольдса, в конце фюзеляжа расчетная толщина дозвуковой части пограничного слоя должна была составить 3 мм при общей толщине слоя порядка 300 мм. Но характерная зависимость картины сверхзвукового течения от качества поверхности заставила специалистов очень внимательно отнестись к этой сложной проблеме. Многие знали данные по самолету Ту-154А, где до доработок поверхностное сопротивление достигало 12–15% от Cх самолета за счет разного рода «надстроек» и технологически не обеспеченного качества поверхности. В противовес этому безобразному состоянию, анализ внешнего сопротивления западных самолетов показал, что величина дополнительного прироста Cх лежит в пределах 3–5%. Этой «сладкой» цифры захотелось и конструкторам самолета Ту-144.

Было выявлено, что одной из главных причин превосходства западных самолетов был тот факт, что на поверхности западных самолетов число надстроек на порядок меньше, чем на самолете Ту-154. Это был мощный рычаг в руках аэродинамиков, которые стали успешно решать задачу снижения количества выступающих элементов. Ни одна служба ОКБ не могла устоять против главного довода: «Самолет-то сверхзвуковой!»

Значительно труднее было победить производственные трудности, многочисленные инструкции и рекомендации по технологическому обеспечению качества внешней поверхности. Почему вдруг нас стали так волновать технологические неровности? Известно, что большая часть поверхности обтекается турбулентным пограничным слоем, в котором расчетная толщина дозвуковой части пограничного слоя составляет всего 1–2 мм. Искажение линий тока при обтекании неровностей распространяется по нормали к поверхности в дозвуковом потоке не менее чем на 10 калибров. Это значит, что границы сверхзвуковой части пограничного слоя будут возмущать неровности поверхности в 0,1–0,2 мм, вызывать появление скачков, приводя к дополнительному волновому сопротивлению, пульсациям, динамическому давлению на обшивку и повышению шума. Это заставило провести необходимые исследования (от ОКБ Туполева большой вклад внесли А.Б. Кощеев, А.А. Рафаэлянц и другие) и с участием ЦА-



Аэродинамики (1965 год). В первом ряду: Т. Югова, В. Воробьева, С. Странская, К.Бабурин-Бельчиков, А. Рафаэлянц, Агаян, В. Семенова, Г. Черемухин, Т. Богомолова, Л. Кондратова, Е. Пивкин; во втором ряду: А. Мокеев, О. Югов, М. Голубева, М. Добровольская, А. Лосева, М. Блинчевский, Л. Исакова, Н. Шорина, В. Шубин, Г. Попова, М. Алексеева, С. Сошникова; в третьем ряду: Ю. Меренков, Л. Москалева, Н. Перфильева, Л. Попова, Н. Гостев, О. Панков, В. Кондратов, Э. Клецкин

ГИ, НИИСУ, ЛИИ, ряда учебных институтов разработать первые в СССР требования к качеству внешней поверхности самолета, ориентированные на суммарное поверхностное сопротивление не более 5%, что по сравнению с 10–15% потери качества на ранее выпущенных серийных самолетах явилось большим достижением.

Внедрение методик шло очень трудно. Пришлось активно агитировать руководителей, конструкторов и работников производства на всех уровнях («самолет-то сверхзвуковой!»), но расчетные значения были реализованы. Во многом в разрешении конкретных вопросов помогли совместные исследования с Ленинградским институтом авиационного приборостроения, у которого была установка для моделирования сверхзвукового течения с градиентом давления при практически натурном числе Re. Это позволило получить большой объем фактического материала, найти и отобрать те конструктивно-технологические решения, которые позволяли выполнить требования к качеству поверхности.

В дальнейшем при обсуждении проблем сверхзвукового полета с конструкторами самолета «Конкорд» удалось убедиться в том, что проблема качества внешней поверхности серьезно волновала всех разработчиков сверхзвуковых самолетов. Однако решение проблем было существенно другим. На Западе уже тогда внедрялись системы, которые затем получили название «системы обеспечения качества». На чертежах первого самолета были установлены обычные для машиностроения допуски на изготовление деталей, которые, по мнению конструкторов, должны были после сборки обеспечить внешнюю поверхность с заданным внешним сопротивлением не более 5%. После изготовления первого самолета, так же как у нас, были проведены замеры и выполнен анализ всех неровностей. Применяя статистические методы (нельзя же замерить миллионы заклепок) и проведя организационные мероприятия, создатели самолета «Конкорд» изменили (ужесточили) допуски на всех этапах производства и успокоились, так как заработала мощная система обеспечения качества.

Значение мелких проблем. Невозможно рассказать обо всех проблемах, которые пришлось решать при проектировании первых сверхзвуковых самолетов. В разгар работ по самолету Ту-144 в отделении аэродинамики работало 250 человек, при этом более 2/3 коллектива составляли женщины. У каждого сотрудника была своя особенная задача, которая решалась самостоятельно, с определенной долей ответственности и риска. Можно долго перечислять маленькие открытия и крупные обиды от непринятых предложений.



Компоновщики А. Пухов, Г. Соколова

Приведем лишь несколько примеров и отметим, что суммарно мелкие проблемы давали очень интересные новые сведения об особенностях самолета Ту-144.

Об одном из случаев рассказал А.В. Стасевич. Автор в 1969–1974 годах занимался математической обработкой результатов летных испытаний Ту-144 на новых для тогдашнего состояния техники электронных вычислительных машинах. Данные от датчиков экспериментальных замеров, записанные на бортовом магнитном накопителе в полете, на земле вводились в электронные вычислительные машины, что позволяло провести сложную математическую обработку для определения характеристик устойчивости и управляемости, производных аэродинамических коэффициентов продольного и бокового движения и др.

«На больших сверхзвуковых самолетах типа «бесхвостка» значительное влияние на характер бокового движения оказывает момент рысканья от элевонов, который на самолетах обычной схемы незначителен и обычно не принимается во внимание.

Положительное значение момента рысканья от элевонов объясняется увеличением давления на поверхность фюзеляжа и киля, примыкающих к отклоненному вверх элевону, что вызывает момент рысканья, разворачивающий самолет в сторону поднятого вверх элевона. Отрицательное значение объясняется различием сопротивления отклоненных в разные стороны элевонов.

Однажды, при числе М=1,7 на первой опытной машине полет был прекращен летчиком из-за плохой управляемости самолета в боковом движении. Он воспринял это как приближение к области потери путевой устойчивости. Признаки были одинаковые — вялость реакции самолета на отклонения рулей и увеличение периода колебаний.

Проведя анализ на электронных вычислительных машинах, я понял, что дело не в потере путевой устойчивости, а в моменте рысканья от элевонов, который оказался противоположного знака по сравнению с продувками. На разборе полета я заявил это всем собравшимся. Вначале мне, конечно, никто не поверил. Тогда бортовая магнитная запись только входила в обиход, обработка на электронных вычислительных машинах по сложным алгоритмам только начиналась, момента рысканья от элевонов на наших предыдущих самолетах практически не было. Новизна всего этого и сравнительная молодость специалиста, докладывавшего свои результаты, вызывала естественное недоверие. Основным оппонентом выступал главный аэродинамик летно-исследовательской базы П.М. Лещинский. Дискуссия затягивалась и грозила зайти в тупик. И только когда я показал на записи угловой скорости рысканья, сделанной на традиционном шлейфовом осциллографе, небольшой всплеск, который можно было объяснить исключительно моментом рысканья от элевонов, причем отличным по знаку от продувочных значений, мне поверили.

Я предложил летать с другой центровкой самолета и, следовательно, с другими балансировочными значениями элевонов, т.к. в этом случае момент рысканья от элевонов будет совсем другим и управляемость значительно улучшится. Решили так и поступить, даже отменив методсовет с ЦАГИ, который в таких критических случаях обычно созывался. Все прошло благополучно, и больше с той задней центровкой не летали.

Все эти результаты были мною доложены А. Н. Туполеву.

Проблемы с моментом рысканья от элевонов были и на самолетах «Конкорд» и на ХВ-70. Причем на ХВ-70 момент рысканья от элевонов сильно отличался от продувочных значений, а на некоторых режимах был противоположного знака. Все попытки сотрудников NASA объяснить расхождение с трубным экспериментом различием чисел Рейнольдса, эффектом аэроупругости и т.п., по их признанию, не увенчались успехом.

Сопоставляя все эти результаты, я смог составить общую картину этого явления...»

Такой же типичной была «эпопея» с законцовкой крыла. По какой-то причине (вероятно, она была когда-то весьма веской) Андрей Николаевич Туполев считал, что элевон не должен доводиться до конца крыла. По его мнению, у крыла должна быть законцовка — «чтобы элерон не трясло». Спорили, ссылались на «Конкорд» и другие самолеты... но всегда слышали: «Они ошибаются и еще вспомнят...» Делать нечего: сделали на опытной и серийной машинах законцовки и некоторое время жили спокойно. Потом вдруг оказалось, что на серийной машине законцовка способствует возбуждению флаттерных колебаний крыла (автоколебаний при достижении определенного скоростного напора) и по критической скорости полета (когда наступает флаттер) запасы малы. Что делать? Было предложено продлить элевон. Это позволяло поднять его эффективность и убрать «возбуждающий» элемент, таким образом «убить двух зайцев». Но увеличение площади элевонов могло привести к увеличению шарнирных моментов (а их еще не проверили в летных испытаниях). При этом могло не хватить мощности бустеров при двух отказах гидросистем. И прочнисты предложили просто законцовку отрезать. Отрезали, слетали, получили хорошие результаты по прочности. Изменения аэродинамических характеристик, естественно, не заметили. Было принято «соломоново» решение: «Пока будем летать так, нужно будет — продлим элевоны потом...» Был сделан новый обтекатель с аэронавигационными огнями, и на этом все успокоилось. Но качество — около 0,1 единицы — конечно, потеряли. Примерно на 0,5 м уменьшился и размах крыла. В дальнейшем аэродинамики всегда рассматривали эту возможную добавку к аэродинамическому качеству как запас для будущих разработок. Со време-

нем после всех других мероприятий совсем забылось, что крыло самолета Ту-144 осталось без классической законцовки.

Взлет и посадка. Мы уже показали, как сложно происходил выбор аэродинамической схемы типа «бесхвостка» для крейсерских режимов. Так же не просто проходило определение режимов взлета и посадки.

На опытном самолете не проводилось серьезных мероприятий, и посадка выполнялась на нем как на обычной «бесхвостке»: запасы устойчивости — как можно меньше; m_{z0} за счет компоновки — как можно больше на кабрирование; отклонения элевонов на взлет и при заходе на посадку — минимальные. Но все это было на пределе, и с увеличением размеров серийного самолета (а как известно, выросло число пассажиров, увеличился вес и площадь крыла) выполнить заданные требования по длине ВПП было чрезвычайно сложно.

Для серийного самолета решили этот вопрос обеспечением нового положения элевонов — зависанием на 10° вниз, оставив еще ±10° хода на управление. Был также найден метод компенсации зависания элевонов — путем применения специального переднего крыла (ПК), которое должно было убираться после уборки шасси.

Однако все, как всегда, началось с вопросов: «Где брать приличные C_{ymax}?» Может быть, за счет угла атаки? А чем балансировать? Элевоны вниз — и нос за ними вниз. На земле есть переднее шасси, а в воздухе?! Может быть, понаблюдать за уткой! А что, если переднее горизонтальное оперение убирать вслед за шасси? Тогда вызванное передним оперением сопротивление было бы близко к нулю. Или поставить впереди подъемные двигатели? (Примечание: предложение М.Я.Блинчевского.) Тогда создаваемый ими m_{z0}, падая по скорости, может привести к почти бесступенчатому для отклонения элевонов отключению подъемного двигателя из-за постепенного уменьшения тяги подъемных двигателей. Разнообразных предложений было великое множество. Но от применения специальных двигателей отказались сразу.

Известно, что особенностью дозвукового обтекания треугольных крыльев большой стреловидности с острой передней кромкой при больших углах атаки является интенсивное вихреобразование на верхней поверхности крыла. При обтекании острых передних кромок поток срывается, и над крылом образуются вихревые системы, интенсивность которых увеличивается с ростом углов атаки. Под вихревыми жгутами на верхней поверхности крыла возникают значительные разрежения, что приводит к нелинейным изменениям коэффициента подъемной силы треугольных крыльев большой стреловидности в зависимости от угла атаки. Для крыльев сложной формы в плане с треугольным наплывом большой стреловидности картина обтекания при дозвуковых скоростях во многом аналогична картине обтекания треугольных крыльев, хотя в целом является более сложной, так как на консолях сложной формы в плане образуется сложная система взаимодействующих вихрей. Иногда удается увидеть эти вихревые следы, идущие от верхних перегородок на крыле самолетов Ту-134 и Ту-154, от зубца на крыле самолета ИЛ-62. Как правило, видна середина (ядро) верхнего вихря, в которой из-за пониженного давления конденсируется влага в виде мелкодисперсного облака паров, хорошо видимого невооруженным глазом. На Ту-144 такое явление наблюдается при испытаниях на больших углах атаки.

Начальные попытки прямого моделирования указанных явлений на земле в аэродинамических трубах оказались неудачными, несмотря на то, что применялось сложное и дорогостоящее оборудование. Более плодотворными оказались попытки изучения картин обтекания моделей, полученных в аэродинамических трубах с помощью масляных спектров и шелковинок. Специалисты не очень любят такие испытания: покрытие частично смывается и серьезно пачкает аэродинамическую трубу. Но по оставшимся на поверхности модели следам можно проводить анализ течения, определять зоны отрыва, трактовать следы на поверхности моделей. На моделях малого масштаба аналогичные испытания проводят применяя специальные составы минерального масла и краски, которые наносятся на поверхность моделей в виде точек. Надо отметить, что последний метод дает информацию не только о направлении потока, но и о действующей силе трения (длина «хвостика» за точкой пропорциональна напряжению трения). Это свойство затрудняло расшифровку направления течений, так как при низких

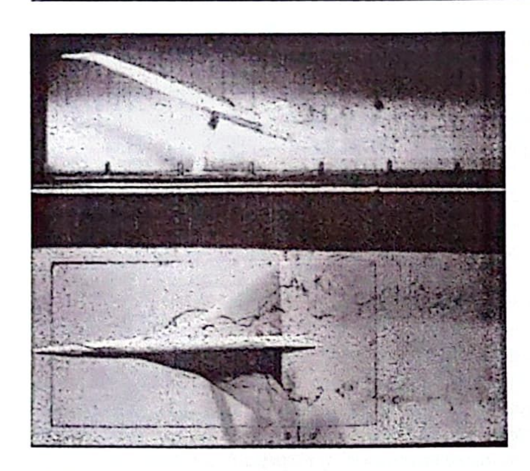
напряжениях трения точка либо не растекается, либо растекается непропорционально величине скорости, т.е. весьма мало и не дает возможности определить точное направление течения. Правда, с другой стороны этот метод дает возможность понять характер распределения сил трения, например, достаточно точно определить линию перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Наиболее наглядное представление о характере вихреобразования на крыле сложной формы дают фотографии обтекания моделей в водяной трубе (ВТ, иногда применяют название «гидротруба»). Одним из первых применил такую трубу для анализа течения на моделях самолета «Конкорд» и других случаев вихревых и отрывных течений Г. Верле (Франция). В вертикальной водяной трубе визуализация течения производится обычно струйками краски, которая, не смешиваясь с водой, исключительно наглядно показывает структуру течения.

По предложению начальника бригады аэродинамических моделей Е.Я. Пивкина, такая труба с размером рабочей части 150×150 мм была сделана и установлена прямо в комнате конструкторской бригады и успешно работала в ОКБ Туполева в течение многих лет. Аналогичные водяные трубы по нашим чертежам были построены в ЦАГИ и МАТИ. Позднее в 5-м отделении ЦАГИ была спроектирована и построена водяная труба значительно большего размера (0,4×0,4 м), что позволило провести уникальные эксперименты по самолетам, вертолетам на критических режимах. Несколько позднее удалось существенно улучшить визуализацию процесса обтекания, применяя метод водородных пузырьков.

Поверхностный спектр растекающихся точек на крыле типа крыла самолета Ту-144, полученный в аэродинамической трубе АТ-2 ОКБ Туполева (размер рабочей части 0,4×0,4 м), позволил условно разделить течение на три основные зоны: у передней кромки, где основное направление близко к направлению набегающего потока (хотя в деталях его структура значительно сложнее); под «верхним» вихрем, где основное направление течения направлено вдоль размаха или с небольшим углом; между «верхними» вихрями, где основное направление течения совпадает с направлением набегающего потока. Точки разрушения верхнего вихря на этих спектрах не было видно. Но было известно, что вихрь должен был бы разрушаться уже при углах атаки порядка 20°. Это обстоятельство заставило провести эксперимент, позволяющий совместить пространственный и поверхностный спектры и установить взаимные зависимости по «записям» точки разрушения (на поверхности крыла). Были сделаны металлические, изолированные по поверхности треугольные крылья (модели), на которых были очищены на верхней поверхности точки для образования водородных пузырьков, рисующих поверхностный спектр, и точки в «вершине» кромки для визуализации верхнего вихря. Освещая верхнюю поверхность через щель красным светом, а ось вихря — белым, получили возможность прямого сравнения. Если рассматривать только ось вихря, можно было увидеть, что, например, при угле атаки 180° вихрь разрушается на 60% корневой хорды, тогда как никаких изменений в характере поверхностного спектра обнаружено не было.

Отметим, что была проведена огромная работа по выбору схемы визуализации, которая в этих исследованиях играет решающую роль. На первых экспериментах краска подавалась под давлением. Но оказалось, что выходящая под некоторым давлением краска отходит от поверхности, что искажает задуманную визуализацию. Под руководством Г.А. Черемухина и Е.Я. Пивкина начался трудный процесс подбора нужного состава. Наверное, трудно придумать составы красок, которые бы не были исследованы: анилиновая краска разной консистенции, подкрашенное молоко, разбавленное сгущенное молоко, гуашь и т.д. Каждая смесь имела свои «за» и «против»: одни быстро размывались, другие были инерционны, третьи слишком тяжелы и т.п. Оптимальным оказался метод водородных пузырьков, сбегающих с одного из полюсов подведенного для визуализации провода. Он предоставлял исследователю также массу возможностей: мгновенная фотография положения пузырьков давала структуру потока, серия таких фотографий позволяла замерить скорость, фотографии с выдержкой давали линии тока, по размытости — можно было определить характер течения.

Детальные исследования вихрей в АТ показали, что структура «верхнего» вихря состоит из цилиндрических спиралей, имеющих начало в определенной точке передней кромки, «надетых одна на другую» и представляющих собой последовательные вихри. Точными измерениями в ONERA, ЦАГИ, МАТИ бы-



Модель самолета в водяной трубе

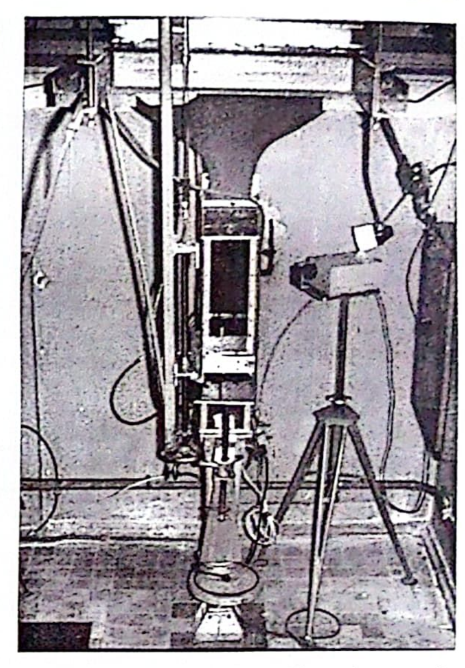
ло показано, что скорость в ядре вихря может достигать до двух скоростей внешнего потока. Этот поток, поддерживаемый сбегающими с передней кромки дискретными «верхними» вихрями, идущими по своей спирали, ускоряется, затем, когда спирали уходят далеко от оси вихря, скорость стабилизируется. С другой стороны, эта струя как бы вытекает со скоростью в свободное неподвижное пространство, заполненное газом (подобно затопленной струе со скоростью). При этом происходят все присущие этому расчетному случаю явления: струя тормозится и расширяется, поднимается давление по оси вихря и, следовательно, из условия равновесия его внешние спирали расходятся на больший диаметр, сохраняя суммарную циркуляцию выше постоянной. Это явление было условно названо «разрушением вихря», хотя, как сказано, его циркуляция практически остается постоянной от момента начала разрушения и дальше по ходу вихря и долго сохраняет свое значение. И хотя не видно следов на поверхностном спектре, но подсасывающая сила после «разрушения вихря» значительно уменьшается. Происходят изменения в характере протекания Cy по α, особенно после того, как «разрушение вихря» совпадает с задней кромкой крыла и начинает уходить за поверхность крыла. Измерения по полноразмерной модели в ВТ показали, что разрушение вихря достигает задней кромки при угле атаки 22°. После угла атаки ≈22° начинается падение Cy подсоса и, как следствие, — рост m_z на кабрирование, что подтверждает высказанное ранее соображение о начале явления с заходом разрушения вихря на заднюю кромку.

Сравнив углы атаки, при которых происходят эти явления, для моделей в водяной трубе Re ≅10³ и разных АТ Re≅106, можно сделать вывод, что разрушение имеет место всегда на ≅22°. Тот же эффект получают на дельта-образном крыле с углом стреловидности 65°. Из этих наблюдений мы сделали вывод, что механизм разрушения не зависит от числа Re, и уверовали в наше представление о механизме разрушения, изложенном выше.

Фотографии, полученные в водяной трубе, очень часто использовались при анализе многих особенностей протекания аэродинамических характеристик, полученных в АТ, связанных с вихревыми течениями и их разрушением. Например, первоначально никто не мог объяснить, почему при опускании носового обтекателя опытного самолета растет C_{ymax} при увеличении $\alpha_{кр.}$ (C_{ymax}). Как показали испытания в ВТ, объяснение состоит в том, что при поднятом обтекателе образуемый на фюзеляже вихрь стягивается основным вихрем крыла, тем самым ускоряя примерно на 1° попадание его разрушения на заднюю кромку крыла. Или чем объяснить, что создание щели между ПК и фюзеляжем увеличивает суммарный C_y, хотя, как первоначально казалось, щель должна уменьшать подъемную силу консоли ПК. Оказывается, вырывающаяся из щели струя создает надфюзеляжный вихрь, увеличивающий подъемную силу фюзеляжа, превышающую падение C_y консоли ПК.

Большое влияние оказывают крыльевые вихри на зависимость характеристик от угла скольжения (β). На консоли половины крыла, идущей с меньшим углом стреловидности, «разрушение вихря» попадает на заднюю кромку раньше, чем при β = 0, на консоли с большим углом стреловидности — наоборот. Поэтому характеристики m по b имеют скачки, сходящиеся к одному при β = 0 на $\alpha_{кр.}$.

Это же явление приводит соответственно и к изменениям $\alpha_{кр.}$ и характеристик C_{ymax} по β. Однако на закритических углах, где разрушение вихрей на обоих консолях происходит перед задней кромкой, влияние β на C_y практически пропадает. Испытания в ВТ показали, что угол выхода разрушения на заднюю кромку крыла зависит от скорости увеличения угла атаки, и чем она больше, тем больше запазды-



Модель водяной трубы

вание, т.е. тем больше становится $\alpha_{кр}$. Эти испытания подсказали, что протекание m_z по углу атаки будет соответственно меняться с увеличением угловой скорости вращения. Вероятно, и C_{ymax} должен вести себя соответственно. К сожалению, проверить эти предположения в летных испытаниях не удалось, так как аккуратно дошли до a, отвечающего условию Cy захода на посадку, на 1,69 больше достаточного C_y для получения заданной скорости захода, и сказали: «Хватит! Рискованно! Можно потерять машину и людей!» (несмотря на нашу и ЦАГИ уверенность, что можно и нужно идти дальше). Ведь чем меньше скорость захода на посадку, тем лучше, но... береженого Бог бережет!

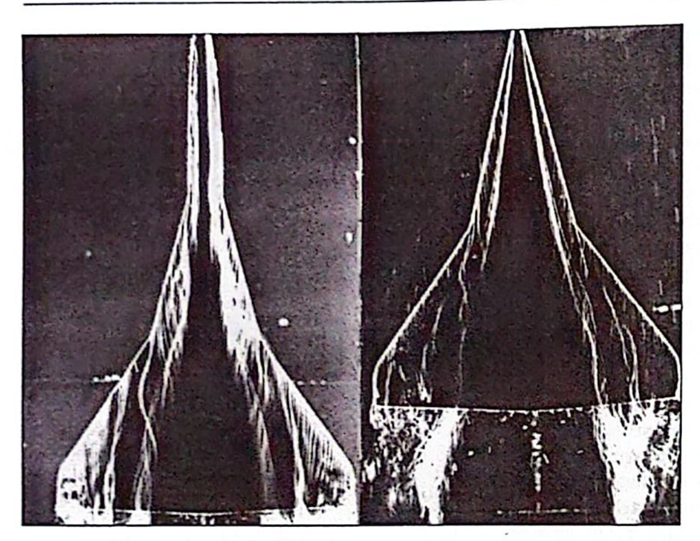
Интересно и следствие из того, что было сказано выше о влиянии стягивания фюзеляжного вихря основным вихрем крыла. На опытном самолете большой вынос фюзеляжа вперед от наплыва привел к тому, что с увеличением угла атаки путевая устойчивость модели без ВО возрастала, так как с движением скольжения вихрь, образующийся на наплыве на крыле, идущем с меньшей стреловидностью, усиливался и стаскивал вихревую систему фюзеляжа на себя, и на носовой части фюзеляжа образовывалась сила, направленная на уменьшение угла скольжения, в отличие от «свободной» носовой части, где его вихревая система создает подсасывающую силу, направленную на увеличение угла скольжения. На серийном самолете, где выступающая носовая часть была относительно короче, чем на опытном самолете, это явление отсутствовало, и протекание m_y^{β} полного самолета имело по углу атаки область путевой неустойчивости, исправленную влиянием ПК.

В целом следует сделать вывод, что для рассмотренных аэродинамических схем характер изменения зависимостей коэффициентов подъемной силы и продольного момента по углу атаки определяется в основном тремя факторами: нелинейным увеличением несущих свойств наплыва, сохраняющимся до очень больших углов атаки, нелинейным изменением площадей всех эпюр давления в центральных сечениях полукрыла и потерей несущих свойств в концевых сечениях крыла при сравнительно малых критических углах атаки. Для усиления действия положительных факторов необходимо, чтобы зона повышенных разрежений в хвостовой части крыла, индуцированная вихревыми жгутами, распространялась на максимально возможную площадь.

Отметим, что интенсивное вихреобразование вдоль передних кромок крыльев сложной формы в плане реализуется не только при дозвуковых, но и при сверхзвуковых скоростях обтекания крыла. Наличие вихревых жгутов над верхней поверхностью таких крыльев может быть обнаружено при изучении картины течения с помощью различных методов визуализации, например метода парового экрана или метода высоковольтного разряда. Интенсивное вихреобразование при сверхзвуковых скоростях приводит к существенно нелинейным изменениям нагрузок на верхней поверхности крыла. При углах атаки α>8° линейная теория не отражает даже качественно характера изменения нагрузки на крыло.

ПК было установлено на серийном самолете для комплексного улучшения взлетно-посадочных характеристик, главным образом за счет «зависания» элевонов вниз на 10° (это очень мало в корне крыла, но значительно на консоли), что увеличивает значительно кривизну профиля и C_{ymax} крыла.

Но вернемся к режимам взлета и посадки.


Визуализация вихрей в водяной трубе

Решению об установке ПК предшествовала огромная работа аэродинамиков, компоновщиков, конструкторов ОКБ и ученых ЦАГИ. При этом рассматривались и различные варианты возможных решений.

Первым был рассмотрен вариант применения задней центровки и взлет-посадка на статически неустойчивом самолете. Но слишком был велик риск — безопасность полета полностью ложилась на автоматические системы. В то время уровень техники не позволял применить этот вариант.

Затем были рассмотрены варианты механизации крыла, в том числе так называемая безмоментная механизация. Но бесчисленные варианты решений, предлагаемые многими учеными, как оказалось, не позволяли поднять C_y, но зато значительно повышали C_x.

Ряд специалистов предлагали использовать подсасывающую силу верхнего вихря. Небезынтересно вспомнить некоторые предложения:

1. Поставить «забор» вдоль хорды на проценте размаха так, чтобы попасть под обратное течение вихря уже на поверхности крыла, чтобы получить силу (ΔР) вперед. Но уже первые опыты показали, что вихрь не пропадает, но уходит вверх и перестает подсасывать, а «забор» создает C_x.

2. Применить в первом варианте вместо «забора» профилированные лопатки, установленные в нижней части вихря и направленные так, чтобы сохранить вихревую систему. Получили «эффект», аналогичный случаю 1.

3. Применить острую переднюю кромку. После детального анализа отказались применить на наплыве, так как значительно снижалось аэродинамическое качество. Получили относительно хорошие результаты при использовании острой кромки на консолях крыла. Возможно, этот вариант был бы реализован, но против него резко выступил А.Н. Туполев. Как вспоминает Г.А. Черемухин, Андрей Николаевич довольно резко сказал: «Ты мне докажи! Мы всю жизнь стремились для C_{ymax} закруглить переднюю кромку, а ты говоришь: надо заострить...» Доказать не смогли...

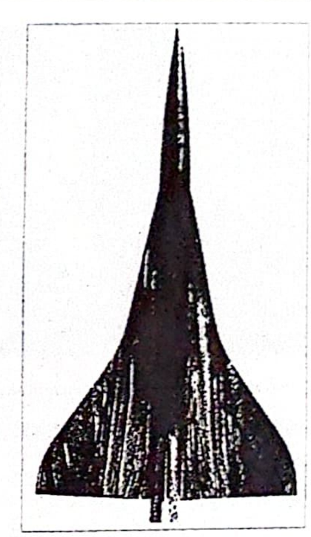
4. Достаточно серьезно рассматривался вариант установки специальных подъемных двигателей (предложение М.Я. Блинчевского). Но из-за сложности компоновки, увеличения количества систем, необходимости специального управления и недостаточной надежности от схемы с двигателями отказались.

5. Изучался хорошо известный аэродинамикам вариант т.н. вращающегося цилиндра —ротора, который мог обеспечить выполнение всех условий: зависание элевонов на 10°, минимальное влияние на перемещение аэродинамического фокуса по углу атаки (для сохранения продольной устойчивости) и другие аэродинамические характеристики. Но цилиндр надо вращать, да и C_y не высок...

Правда, вариант цилиндра подсказал решение, которое быстро стало основным, а затем было применено на самолете, — выпускаемое механизированное переднее крыло.

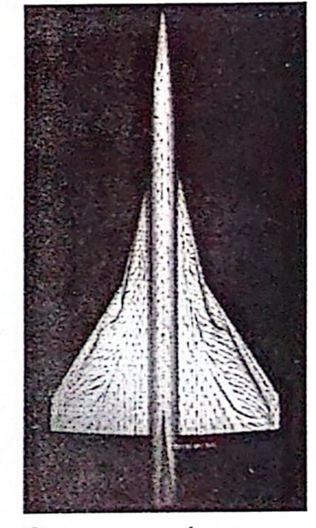
Вот как вспоминает об этом Г.А. Черемухин: «Было понятно, что для малого влияния α на C_y (малый

C_y^{α}) надо было брать профиль большой кривизны. Стали думать с ЦАГИ, с Я.М. Серебрийским и его сотрудниками, как сделать максимальное отношение C_{ymax} к C_y^{α} при $C_{ymax} \cong 3$. Серебрийский говорит: нужен отрыв! Но надо его так организовать, чтобы был большой C_y, а срыв не вызывал колебаний крыла, следовательно, профиль должен быть разрезной. Анализируя статистику и некоторые работы ЦАГИ, остановились с Серебрийским на прибавке ≈ 30% и 4 щелях и нарисовали такой профиль. Центральная часть — самая большая — как достаточная основа для обеспечения прочностных характеристик, остальные основной силовой нагрузки не несут...

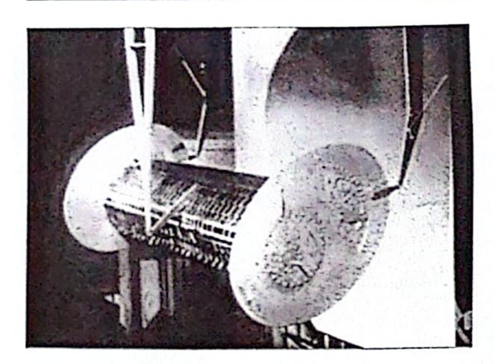

Масляный спектр обтекания

Сомнений в выборе оптимального взаимного положения пяти элементов этого профиля по относительным углам поворота и размерам щелей было много. Аналогов практически не было. О переднем крыле на самолете «Милан V» фирмы Дассо информация появилась после того, как практически все вопросы были решены. Для получения необходимой конструктивной базы Р.А. Жукова провела детальный анализ 17 компоновок разных гражданских самолетов с механизированным крылом. Были применены известные методы расчета, использованы результаты летных испытаний. На следующем этапе специалистами ЦАГИ под руководством Я.М. Серебрийского была проведена статистическая обработка результатов испытаний продувочных моделей. Отметим большой вклад в решение возникающих проблем специалистов Игнатьева, Петрова (ЦАГИ), Матяж (КАИ), В.Попова, А.Лосеву (ОКБ Туполева). Затем были изготовлены и испытаны в ЦАГИ и КАИ по нашим заданиям десятки моделей. Несколько моделей были проверены в водяной трубе ОКБ Туполева для уточнения физики течений.

Пришлось создавать и расчетные методики. В ОКБ Туполева был создан специальный отсек крыла (модель 115МД) с шайбами, дающий возможность широкого варьирования искомых параметров отклонения предкрылков, закрылков, размеров щелей для испытаний в АДТ ЦАГИ Т-102. Был разработан и утвержден единый «План целевого исследования переднего крыла», охватывающий все основные вопросы.


Спектр красок на образце

Главным источником рабочих материалов была, конечно, модель 115 МД. Данные были обработаны в удобных координатах, главным образом по положениям закрылков. Для всех моделей принципиально обеспечивались одинаковые числа *M* и Re, при которых был проведен весь комплекс испытаний. Интересно, что все зависимости имеют похожий вид. Левая часть кривой $C_y = f(\alpha)$ связана с нижним срывом с передней кромки и прекращением выполнения предкрылками своей функции, что приводит к резкому падению C_y. При увеличении α наступает второй характерный участок с малым значением C_y^{α}, связанным с тем, что за третьим элементом разрезного профиля возникает верхний срыв, при этом за счет интенсивной работы щелей предкрылков при увеличении α характер обтекания третьего элемента практически остается одинаковым. Именно последнее обстоятельство определяет малое значение C_y^{α}. При дальнейшем увеличении а область срыва (отрыва потока) начинает перемещаться вперед против потока по третьему элементу крыла и значение Су начинает падать. Таким образом, малое значение C_y^{α}, нужное для применения ПК на самолете, существует между углами атаки (α), переднего срыва (α_2) и падения



Отсек для проведения испытаний моделей ПК



Пример обтекания профиля ПК

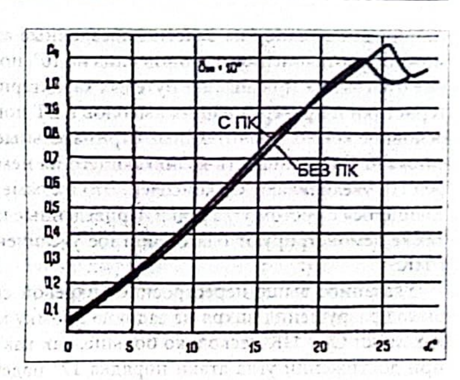
C_y при больших углах атаки. Задача приемлемого использования ПК состояла в том, чтобы диапазон изменения α от α_1 до α_2 был бы не меньше диапазона α, используемого для самолета. Вторая задача — получение как можно большего C_{ymax} ПК, который определяется большой кривизной профиля и обтеканием нижней поверхности. Третья задача — обеспечить безотрывное обтекание по всей верхней поверхности, включая закрылки, чтобы исключить колебания и тряску ПК. Этому помогают хорошо работающие щели на двухзвенном закрылке. Итак, предкрылки обеспечивают безотрывное обтекание первых трех элементов, а щели на закрылке — его безотрывное обтекание моделей. Нами было сделано предположение, что раз обтекание зависит от числа Re, значит, при малых значениях Re, когда относительный размер пограничного слоя увеличивается, щель, для ее эффективного действия, должна также увеличиваться.

Проектные решения по ПК были приняты на основании подробной обработки результатов испытаний модели 115МД и испытаний полной модели в Т-102 и Т-106, в том числе с учетом влияния числа Re и решения четвертой задачи — обеспечения линейности отклонения штурвала с малым градиентом, отвечающим времени выпуска-уборки ПК. Для этого была выбрана определенная последовательность складывания элементов ПК по изменению его стреловидности в процессе уборки в обтекатель на верхней поверхности фюзеляжа или, наоборот, выпуска. Это было сделано на основании результатов испытаний вышеупомянутых моделей, по которым была определена последовательность движения двух задних элементов (закрылков), отвечающих поставленному требованию. Тут как раз случилось первое испытание Ту-22М, где разрешили первый полет с убранными предкрылками, и при выпуске закрылков при подходе к земле получили необходимость в резком движении штурвала. А.Н. Туполев день и ночь не отставал от нас: «А как на 144-м?» Доказывали, что все в порядке...

Перед летными испытаниями была проведена большая работа по обучению экипажей. Экипажи Э.В. Еляна и М.В. Козлова провели много часов на полунатурном стенде, разбирая со специалистами схемы применения ПК. Начиная с первого вылета серийного самолета претензий к его работе не было.

Натурные испытания ПК в аэродинамической трубе Т-101 были выполнены уже тогда, когда ПК было спроектировано и установлено на первом серийном самолете. Эти испытания показали, что характеристики ПК, рассматриваемые как суммарные характеристики совместно с носовой частью фюзеляжа, за вычетом характеристик самой носовой части, оказались несколько хуже тех, которые были рассчитаны по характеристикам профиля. Конечно, внешний отрыв дает большой C_x, но крыло-то по площади всего 2% от основного.

Однако на летных испытаниях самолета элевоны завесились на 12° вместо 10°. Пришлось решать, как снизить эффект от ПК, так как надо было обязательно оставить 10° отклонения элевонов для управления. Сделать обрезание концов по 0,5 м с каждой стороны? Убрать один предкрылок? Изменить стреловидность? Пришлось вернуться к расчетам, провести дополнительные испытания макета в аэродинамической трубе Т-101. Было принято решение уменьшить размах крыла и закрыть 1/3 щели между первым и вторым предкрылком на конце крыла.

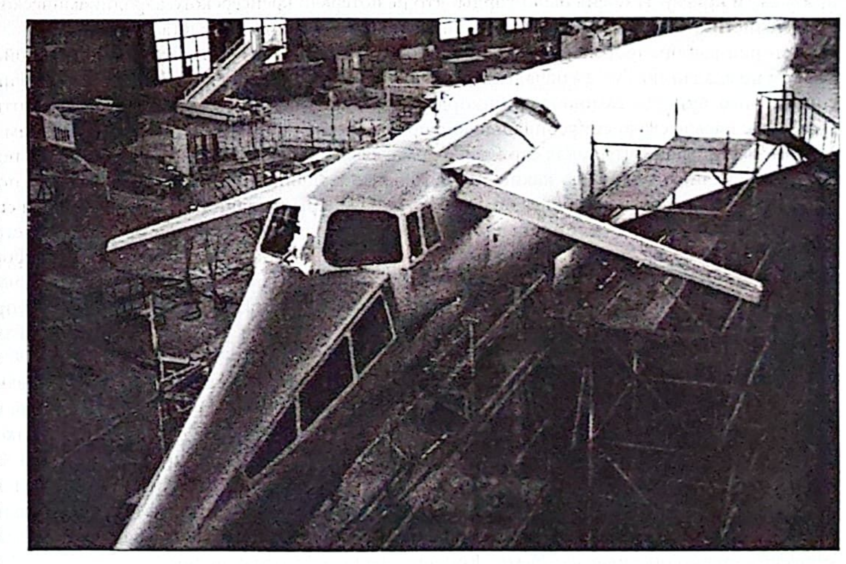


Влияние ПК на характеристики самолета

Была также учтена одна из особенностей установки ПК на самолете — отрицательное поперечное *V* величиной примерно 150. Учет этого обстоятельства упростил кинематику уборки ПК над фюзеляжем, так как позволил только наклоном оси поворота ПК, при жестком закреплении третьего элемента на узле поворота, получить коническое движение этого элемента с нужными фиксированными углами его убранного и выпущенного положения.

Результаты летных испытаний полностью подтвердили положительный эффект установки ПК. Самолет без ПК на углах атаки более 20° оказывался неустойчивым по пути из-за большой дестабилизирующей силы при опущенном обтекателе фюзеляжа. Установка ПК, разрушая вихревую систему фюзеляжа, приводила к снижению путевой устойчивости на больших углах атаки, но давала сильное влияние своей вихревой системы на эффективность ВО. При установке ПК без поперечного V это отрицательное влияние наблюдалось в диапазоне углов атаки от 5 до 20°, что, в свою очередь, приводило к положительному значению myb на углах атаки 10–15°. Задача была решена за счет использования отрицательного поперечного V при установке ПК, что, во-первых, сместило зону влияния на углы атаки 10–25°, во-вторых, ослабило его за счет взаимодействия вихрей от ПК и вихрей основного крыла и, наконец, за счет увеличения myb самолета с ПК. Решение позволило обеспечить приемлемую путевую устойчивость во всем диапазоне углов атаки до 25°. В ЛИ падение путевой устойчивости оказалось еще менее заметным из-за более благоприятного взаимного положения вихрей ПК и основного крыла по отношению к ВО.

Испытания макета-модели самолета в Т-101 также показали, что ПК создает бла-



Переднее крыло на самолете

гоприятное влияние на взлетно-посадочные аэродинамические характеристики не только за счет возможности отклонения элевонов вниз на 10°, но и за счет его влияния на обтекание самолета в целом, что уже отмечалось при анализе путевых характеристик. Тщательный анализ влияния на продольные характеристики и проверка наших выводов в ВТ показали, что оно происходит из-за скосов потока за ПК на основное крыло. Значительные отрицательные скосы за ПК уменьшают угол атаки наплыва (его Cy) и снижают интенсивность возникающего на нем вихря. Слабые положительные скосы от концевых вихрей ПК увеличивают Cy консолей. Это в сумме создает прирост пикирующего момента крыла, увеличивающегося с ростом угла атаки. Приведенные к одному m_zC_y при $C_y = 0$ характеристики модели-макета также демонстрируют благоприятное увеличение запаса устойчивости при увеличении α для самолета с ПК.

Указанное выше перестроение вихревой системы основного крыла затягивает примерно на 2–3° выход разрушения вихря на заднюю кромку крыла, что приводит к увеличению Cymax. На малых углах атаки Cy с ПК несколько больше, так как подъемная сила ПК больше падения ее на наплыве, но при достижении угла атаки порядка 17° падение подъемной силы наплыва возрастает, и суммарная подъемная сила также начинает падать, что хорошо коррелируется с изменениями продольного момента.

Большое аэродинамическое сопротивление ПК не дает возможности полностью реализовать выигрыш в аэродинамическом качестве от отклонения элевонов вниз. Из-за изменения вихревой системы основного крыла его индуктивное сопротивление падает, но, начиная с $C_y = 0{,}5$, аэродинамическое качество с ПК становится больше, чем без него, что позволяет снизить величину тяги двигателей на режиме захода на посадку и первоначального набора высот и за счет этого снизить величину шума на местности как на посадке, так и на взлете.

Создатели самолета «Конкорд» решали ту же задачу путем изменения формы крыла в плане и его крутки. Уменьшили X наплыва, уменьшили размах консоли, увеличили концевые (от Z = 0,8) хорды, их кривизну и крутку. И очень были горды, что не потеряли крейсерского аэродинамического качества. Но характеристики шума на местности были намного хуже, чем у самолета Ту-144Д.

История выбора формы крыла в плане для самолета Ту-144 является поучительной. Известно, что работы по созданию Ту-144 начались в СССР в 1963 году. Англия и Франция приступили к разработкам совместного проекта самолета «Конкорд» несколько раньше. Крыло самолета-прототипа «Конкорд» имело так называемую синусоидальную форму передней кромки с переменными углами стреловидности 76–58°. Казалось, что такая сложная форма, являющаяся результатом длительного поиска, по-видимому, обеспечивает самолету какие-то уникальные аэродинамические свойства. В частности, предполагалось что такая форма наиболее благоприятна для формирования вихревых систем и способствует созданию максимальных нелинейных приращений подъемной силы при больших взлетно-посадочных углах атаки. У ряда наших специалистов возникало желание скопировать такую форму. Однако в ЦАГИ и ОКБ было показано, что округления изломов передней кромки практически не влияют на несущие свойства, но ухудшают характеристики продольной статической устойчивости при больших углах атаки. Кроме того, крыло самолета «Конкорд» с большим углом стреловидности консолей имело малое удлинение.

На опытном самолете Ту-144, как известно, крыло выполнено с одним изломом передней кромки, состоящей из прямоугольных отрезков с углами стреловидности наплывной и консольной частей. При переходе к серийному варианту самолета Ту-144 угол стреловидности по передней кромке консолей был увеличен до 57°, как на прототипе «Конкорда», по настоянию все тех же специалистов. Однако, когда в прессе появились данные о серийном самолете «Конкорд», выяснилось, что его «уникальная» форма передней кромки изменена и угол стреловидности консолей уменьшен до 55°, как у опытного самолета Ту-144. При этом можно отметить, что использование опыта Ту-144 привело к выигрышу в аэродинамических характеристиках самолета «Конкорд» на всех режимах полета.

Эта история убедительно показывает, что разработчики аэродинамических компоновок опытных самолетов Ту-144 и «Конкорд», безусловно, опирались на собственный опыт и собственные научные результаты.

Весьма существенно отличались между собой и формы срединных поверхностей крыльев серийных самолетов Ту-144 и «Конкорд».

Эта работа непрерывно продолжалась, и в результате серийный самолет Ту-144 имел на сверхзвуковом крейсерском режиме при M=2,2 максимальное аэродинамическое качество $K_{max}=8$ вместо $K_{max}=7{,}3$ при *M*=2,05 у «Конкорда» (согласно официальным французским источникам).

Разработанные схемы имеют огромные возможности для дальнейшего развития. Уже после создания самолета Ту-144 было, например, показано, что применение адаптивной механизации в области передней кромки крыла типа однозвенных или двухзвенных отклоняемых носков позволяет повысить аэродинамическое качество на околозвуковых и умеренно сверхзвуковых скоростях полета. Можно повысить аэродинамическое качество на взлетных режимах путем применения комбинированного отклонения элевонов и сложной механизации консолей базового крыла. Есть и другие интересные предложения.

Все результаты последующих летных испытаний подтвердили, что самолет Ту-144 имеет уникальные аэродинамические свойства, и выполненная огромная работа по доводке характеристик самолета способствовала значительному прогрессу в области аэродинамики.

3. Проблема звукового удара

> «Полет воздушного судна со сверхзвуковой скоростью допускается на высоте, на которой исключается опасное воздействие звукового удара на окружающую среду...»
>
> *Воздушный кодекс РФ 1997 г., статья 74*

В процессе создания и отработки самолета Ту-144 были выявлены и изучены многие технические проблемы, связанные с его специфическими свойствами. Однако проявление «звукового удара», исследования которого начались в передовых авиационных государствах более чем за 10 лет до первых полетов самолетов Ту-144 и «Конкорд», оказалось «крепким орешком» для эксплуатации, своеобразной экологической проблемой.

Звуковой удар — это газодинамическое явление, получившее известность в 50-х годах в связи с освоением самолетами сверхзвуковых скоростей полета. Тревогу общественности передовых авиационных государств вызывали громоподобные звуки, пугавшие население в зонах испытательных, а затем и учебно-боевых полетов военных самолетов. Отмечался не только испуг людей, вызванный неожиданным «громом в ясном небе», но и мелкие повреждения ветхих построек, оконных стекол; людей пугало и то, что незапертые двери самопроизвольно открывались. Теория и экологические последствия звукового удара стали предметом изучения, важнейшей проблемой за много лет до начала полетов самолетов Ту-144 и «Конкорд». В первой публичной информации о возможности создания сверхзвукового пассажирского самолета на втором Европейском конгрессе по аэронавтике (Гаага, 1957 г.), как это ни странно, проблема звукового удара не рассматривалась.

В 1956 году, по установившимся в то время в нашей стране демократическим правилам, граждане нескольких селений Горьковской области написали жалобу в ЦК КПСС, связав часто повторявшийся «гром» с полетами самолетов авиационного завода. Жалоба была направлена для рассмотрения в Министерство авиационной промышленности, а оттуда последовало указание начальнику Летно-исследовательского института Н.С. Строеву: «Разобраться и доложить». Возглавил изучение проблемы и обоснование ответа заместитель начальника ЛИИ профессор И.В. Остославский. Первые же сведения подтвердили, что жалобы связаны с испытательными полетами самолетов МИГ-19, которые Горьковский авиазавод начал в то время изготавливать и испытывать. Анализ показал, что жалобы вызываются не всеми полетами, а только полетами с достижением сверхзвуковых скоростей (самолеты превышали скорость звука на высотах более 1500 м).

По традиции, действовавшей в ЛИИ еще с периода Великой отечественной войны, было решено для ускорения получения первой оценки воспроизвести звуковой удар. Общие соображения подсказали, что звуковой удар вызывает последствия в виде резкого изменения атмосферного давления; судя по тому, что для разрушения слабо закрепленных оконных стекол достаточно резкого изменения давления в 20–30 кг/м², а для приоткрытия двери 10–15 кг/м², диапазон этого скачка давления не мог быть слишком большим.

В арсенале ЛИИ были приборы-самописцы для измерения давления на поверхности самолета, и хотя их чувствительность не соответствовала ожидаемому изменению давления, для первых измерений был применен множественный самописец давлений, созданный для измерения в полете.

Перед известным летчиком-испытателем С.Н. Анохиным была поставлена задача: выполнить горизонтальный полет над взлетно-посадочной полосой аэродрома ЛИИ на высоте 1500–2000 м, достигнув сверхзвуковой скорости над заданной точкой. Участники работы понимали, что нужно бы подходить к этому режиму постепенно, начиная с больших высот, однако обстановка требовала быстрого ответа. Ответ оказался более чем убедительным: значительная часть остекления лицевой части ангара, расположенной почти перпендикулярно направлению полета, была разбита. На записи самописца давлений было обнаружено характерное изменение давления в виде последовательных зубцов. Испытания были приостановлены, ангар застеклен. Затем была инициативно выполнена и другая задача — предварительная оценка воздействия звукового удара самолета МИГ-19 на дозвуковой самолет Ил-28 в режиме «догона». При расстоянии между самолетами по вертикали около 50 м, экипаж самолета Ил-28 воспринял звуковой удар как попадание в слабый порыв. Был проведен теоретический анализ физических явлений с привлечением фундаментальных работ. В результате было сформировано общее представление о звуковом ударе как следствии воздействия на воздушную среду более или менее сложной системы ударных волн (скачков уплотнения), генерируемых самолетом, летящим со сверхзвуковой скоростью, превращающейся вдали от самолета в так называемую N-волну. Сначала давление резко повышается, затем плавно становится ниже атмосферного, затем скачкообразно восстанавливается до исходного. Интервал между передним и задним скачками давления близок к длине самолета.

Стало понятно, что звуковой удар проявляется вдоль трассы самолета и перемещается по земле со скоростью, равной скорости самолета. Это достаточно общее представление оставляло много вопросов, и в частности два главных: степень опасности воздействия звукового удара и границы зоны его распространения. Возникло беспокойство о влиянии звуковых ударов на животных и на людей, о неблагоприятной трансформации звуковых ударов в условиях городской застройки, о достаточной прочности зданий и сооружений. Вскоре было обнаружено фокусирование (усиление) звукового удара вследствие маневрирования самолета.

В последующие годы эти и другие проблемы стали предметом исследований в ряде государств, а затем были включены в планы работ международной организации гражданской авиации ИКАО.

Были привлечены и прочтены по-новому теоретические работы: Л.Д. Ландау «Об ударных волнах на далеком расстоянии от места их возникновения» (1945), Уитхэма «Поведение сверхзвукового потока под влиянием тела вращения вдали от его оси» (1950); его же работа «Следы обтекания сверхзвукового снаряда» (1952) и др. В 1956 году в СССР и за рубежом в печати появились работы, описывающие явление с различными названиями: «Сверхзвуковые удары», «Сверхзвуковой хлопок», «Звуковой удар». Последнее наименование было принято впоследствии как международный термин «звуковой удар» — sonic boom.

Первые прямые количественные оценки звукового удара и влияния на его интенсивность различных факторов содержались в работе И.В. Остославского, А.Д. Миронова, Е.А. Кириллова «О влиянии самолета, летящего со сверхзвуковой скоростью, на окружающее пространство» (Техника воздушного флота, № 5, 1956) и в статье Rao P.S. «Сверхзвуковые удары» (Aeronautics, V. VII, 1956).

В это же время в печати появилась информация о начале массовых статистических исследований реакции населения на звуковые удары в США (штат Оклахома), их влияния на живой мир и постройки. Эти исследования проводились в течение нескольких лет с использованием испытательных и учебно-боевых полетов самолетов в населенных зонах. В последующем материалы этих исследований были опубликованы в национальных изданиях и переданы в ИКАО.

Схема образования звукового и ударного конусов

В Великобритании первые специальные летные исследования звукового удара были проведены в 1958 году с применением самолетов «Фейр и Дельта»; они подтвердили появление неприятных последствий звукового удара низко летящего самолета. Мысль об ограничении полетов сверхзвукового самолета была высказана в статье D.W. Patterson «Ограничения по звуковому удару при эксплуатации СТС (Aercraft. Eng. V. VI, 1957). Эта работа была напечатана в 1960 году, т.е. спустя три года после доклада о возможности создания сверхзвукового пассажирского самолета.

В 1961 году начались обстоятельные исследования звукового удара и его воздействия на людей в Франко-Германском исследовательском институте Сан-Луи (г. Страсбург) и на испытательной базе ВВС Франции в г. Истр. В этом же году в научно-техническом сборнике ЛИИ была опубликована работа «Ударные волны и маршруты полетов» А.Д. Миронова, Е.А. Кириллова и М.А. Колушева, в которой сформулированы предложения по условиям и ограничениям полетов при сверхзвуковых скоростях. Эта работа послужила основой для разрешения в СССР полетов со сверхзвуковой скоростью на высотах не ниже 10 000 м. В 1961 году в Канаде был выпущен обзор теоретической и экспериментальной литературы о звуковом ударе.

Принятые в 1963 году решения о начале разработки самолета Ту-144 послужили стимулом для подготовки и проведения целевых исследований звукового удара. В 1964 году в ЛИИ были разработаны требования к специальной аппаратуре для измерений N-волны и методике исследований. Эта методика была затем апробирована в условиях испытательной базы ЛИИ.

Работы проводились на ровной, твердой площадке пункта измерений ЛИИ

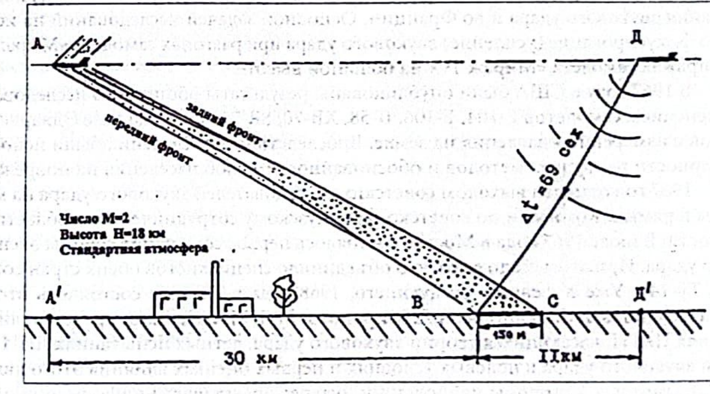


Схема распространения звукового удара в стратифицированной атмосфере

вблизи г. Бронницы. Генератором звукового удара был самолет Су-9. Для регистрации изменения давления были использованы одновременно все имевшиеся типы датчиков, созданные в ЛИИ, ЦАГИ, и зарубежные образцы. Результаты небольшого количества полетов стали первой базой для оценки достоверности методов расчета звукового удара и показали необходимость совершенствования средств измерений. Было подтверждено, что полнота преобразования системы ударных волн в N-волну зависит от внешних обводов самолета и высоты полета. Было обнаружено, что отклонения давления по форме от N-волны в ряде случаев замечают наблюдатели в виде ослабления или усиления неприятных ощущений звукового удара.

Первые измерения звукового удара в СССР указали на наличие многих существенных факторов, затруднявших получение достоверных данных о звуковом ударе. Было установлено, что на максимальный перепад давления в переднем фронте, на отклонения эпюры давления по форме от N-волны влияет режим полета, состояние атмосферы, рельеф местности, наличие построек и др.

Была использована возможность измерения звукового удара ракетоносца Ту-22; объективные оценки указали на существенно большие перепады давления звукового удара тяжелого самолета Ту-22 по сравнению с Су-9. Пропорционально большей длине самолета увеличился и интервал между головным и хвостовым скачками давления. Соответственно усилилась и отрицательная оценка раздражающих свойств.

В 1964 году Федеральная авиационная администрация (FAA) выпустила специальный доклад о метрологических аспектах измерения звукового удара.

В 1965 году тема «Исследование звукового удара сверхзвукового самолета» была включена в народнохозяйственный план, и, таким образом, было признано значение этой проблемы на государственном уровне. В ЛИИ был разработан межведомственный план исследований на ближайшие годы с основными задачами: получение информации о звуковом ударе по возможности всех типов отечественных боевых самолетов; оценка влияния на звуковой удар состояния атмосферы, изучение отражения ударных волн от земли и сооружений, повреждаемость сооружений; переносимость звукового удара людьми и животными.

В том же году в США были подведены первые итоги статистических исследований оценок неблагоприятного влияния звукового удара населением крупных городов. Эта весьма дорогостоящая социологическая программа дала возможность получить информацию об отрицательных оценках, касающихся внезапности восприятия и испуга людей; были собраны иски за повреждения построек, за травмы домашних животных и др. Однако подтвержденные иски потребовали весьма малых сумм компенсаций, что могло свидетельствовать о безопасности звукового удара. В этот период были развернуты исследования звукового удара и во Франции. Основной задачей исследований на испытательной базе Истр было фокусирование (усиление) звукового удара при разгонах самолета «Мираж-III» на малой высоте и при виражах самолета «Мираж-IV» на большой высоте.

В 1967 году в США были опубликованы результаты обширного исследования звукового удара с применением самолетов F-104, F-106, B-58, XB-70, SR-71, YF-12 на базе Эдвардс. Было выполнено 367 полетов с измерением давления на земле. Впоследствии эти сведения были использованы для оценки достоверности расчетных методов и обоснованности жалоб населения на повреждение собственности.

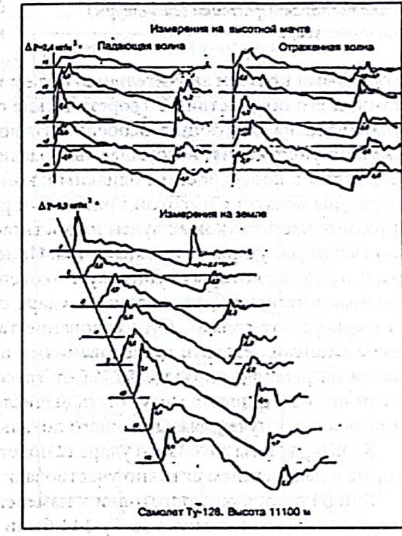
1967 год отмечен выходом советских исследователей звукового удара на межгосударственные контакты в рамках Комиссии по советско-французскому сотрудничеству в области авиационной промышленности. В июле 1967 года в Москве состоялось первое совещание группы экспертов по изучению звукового удара. При этом стало ясно, что объединило специалистов обеих стран создание самолетов «Конкорд» и Ту-144. Уже в феврале следующего, 1968 года в Париже состоялось второе совещание группы, где Г.П. Свищев, Г.С. Бюшгенс, А.Д. Миронов и М.Л. Могилевский представили информацию об исследованиях ЦАГИ, касающихся теории звукового удара, летных испытаниях ЛИИ и ГосНИИГА, с регистрацией звукового удара в полевых условиях и первых оценках влияния этого явления на людей и животных. С французской стороны наибольший интерес представляла информация о разработке специальных измерительных систем, в том числе с автоматическим (без участия человека) включением прибора с приближением звукового удара. Большой интерес представляли сообщения о результатах измерений в зоне фокусирования звукового удара низколетящего самолета, о влиянии звуковых ударов большой интенсивности на людей.

В 1968 году специалистами ЛИИ А.В. Родновым, Ю.А. Завершневым, В.С. Грачевым, В.А. Холодковым с участием ведущего специалиста Института экспериментальной метеорологии В.Н. Иванова и Ю.В. Лаврова (ЦАГИ) был подготовлен и проведен обширный летный эксперимент с основной целевой задачей изучения механизма преобразования звукового удара в приземном слое атмосферы и в облачности. Одновременно силами ГосНИИГА (Ю.Н. Кулагин) проводились исследования преобразования звукового удара жилыми постройками и реакции больных и здоровых людей, собак и кроликов на звуковой удар (Б.М. Мирзоев).

Основные исследования проводились на базе Института экспериментальной метеорологии в г. Обнинске Калужской области; в качестве основной измерительной системы была использована мачта ИЭМ высотой более 300 м, оснащенная системой измерения параметров атмосферы (в том числе пульсации скоростей и температуры воздуха) и вычислительным комплексом. Ряд балконов мачты был дооборудован разветвленной системой датчиков для измерения давления при прохождении звукового удара. Датчики были размещены также на земле по линии полета самолета-генератора звукового удара. Записи метеорологических параметров и параметров звукового удара были синхронизированы. Разработка и эксплуатация системы измерений были выполнены инженерами ЛИИ В.П. Святкиным и Н.В. Антоновой. Точное наведение самолета на измерительную базу производилось с аэродрома ЛИИ. В ряде экспериментов использовался самолет-зондировщик состояния атмосферы на высотах, превышающих высоту мачты.

Были изучены сотни комплектов эпюр давления звукового удара, воспринятых датчиками на земле и на мачте при одном из полетов в условиях значительной турбулентности атмосферы. Было зафиксировано большое разнообразие форм эпюр и величин пиковых давлений; с целью ограничения жалоб населения режим полетов самолетов Ту-128, Су-11, Су-15, Як-28, МИГ-21И выбирался таким, чтобы давление не превышало 10 кг/м². Фактически давления изменялись в пределах от 30 до 180% от номинального.

Для сокращения затрат и сроков проведения исследований специалисты отказались от многократных полетов в случайных погодных условиях. Были заранее выбраны типовые состояния атмосферы, при которых и выполнялись полеты. По результатам этого сложнейшего эксперимента (с общим количеством полученных записей более 3 600) сделали выводы, которые были в дальнейшем опубликованы. В частности, установлено, что наибольшее влияние на максимальные усиления или ослабления звукового удара оказывает термическая турбулентность атмосферы. Неоднородности играют роль «акустических линз», фокусирующих или рассеивающих акустическую энергию. Стало ясно, что следует ожидать сезонных и суточных изменений отклонений давлении звукового удара по форме от N-волны. Было установлено благоприятное влияние достаточно мощной облачности на звуковой удар, которая вызывает сглаживание фронтов давления и существенно снижает раздражающее воздействие на людей. При выполнении полетов в раннее утренние часы, когда термическая турбулентность практически отсутствует, получены базовые, неискаженные N-волны, которые в дальнейшем использовались для нормирования уровня давлений и



Записи звукового удара самолета Ту-128 средствами измерительной базы в г. Обнинске

оценки достоверности вычислительных методов. В этих условиях установлено, что в соответствии с теоретической моделью коэффициент увеличения давления при отражении ударных волн от ровной земной поверхности близок к 2, т.е. давление за отраженной волной вдвое больше, чем за падающей. Наличие неровностей и растительности на поверхности земли вызывает изменение коэффициента отражения. Зафиксировано большое разнообразие отражений ударных волн от элементов зданий, в том числе и повышение давления в некоторых частях зданий более чем вдвое. Отраженные от построек волны нередко существенно отличаются по форме от N-волны.

Зафиксирован большой разброс скорости нарастания в переднем и заднем фронтах. Отмечалось, что наиболее неприятны звуковые удары при резком, почти мгновенном росте давления. Сопутствующая оценка реакции больных и здоровых людей на воздействие звукового удара с номинальным уровнем 7–8 кг/м² существенно благоприятнее в условиях помещений с закрытыми окнами и дверьми, чем на открытом воздухе. Медицинский персонал больницы, находившейся под трассой полета вблизи мачты, не обнаружил каких-либо заметных изменений физиологических показателей больных, отмечены лишь кратковременное учащение пульса непосредственно после удара и, иногда, вследствие его неожиданности, — испуг.

Людьми, находившимися внутри помещений, отмечалось явление, похожее на колебание построек. Попытка зафиксировать колебания земной коры под влиянием перемещающейся по поверхности земли N-волны была предпринята с привлечением технических средств находящейся неподалеку сейсмической станции «Москва» и не принесла тревожных результатов: воздействие оказалось настолько слабым, что оно не фиксировалось весьма чувствительными сейсмографами. В дальнейшем было уделено внимание воздействию звукового удара только на снежные лавины.

Фокусированный удар | Нормальный удар | Удаленный удар

Типовые характеристики (сигнатуры) звукового удара

На Западе работы по исследованию звукового удара продолжались широким фронтом. Были получены данные о влиянии звукового удара на сон людей, на животный мир. В США были проведены две научные конференции по проблемам звукового удара.

Таким образом, к первому вылету самолета Ту-144 (и «Конкорд») был получен значительный объем информации о звуковом ударе, создаваемом боевыми самолетами, и его последствиях. Теоретические оценки, подтвержденные экспериментальными результатами, указывали на следующие особенности возникновения и развития звукового удара. Сложная система скачков уплотнения, возбуждаемых различными частями самолета, распространяется в атмосфере по нормалям к поверхностям, близким к коническим (вдоль «звуковых лучей»). Обычное понижение температуры воздуха с высотой приводит к рефракции и искривлению звуковых лучей. Под влиянием рефракции часть звуковых лучей не достигает поверхности Земли, и, таким образом, вдали от трассы полета звуковые удары не проявляются. На земле возникают боковые границы слышимости звукового удара, в пределах которых существует «ковер звукового удара». По мере приближения к боковой границе «ковра» интенсивность звукового удара существенно уменьшается и оценивается наблюдателями как «глухой раскат грома». Существование такой закономерности было экспериментально подтверждено дальнейшими летными исследованиями в ЛИИ. При этом наиболее удаленный пункт измерений находился на расстоянии более 40 км от трассы! Фронтальные границы звукового удара в начале и конце сверхзвукового полета могут быть вычислены с учетом рефракции, также как и узкие зоны фокусирования звуковых лучей, вызывающего локальные усиления интенсивности звуковых ударов.

В ОКБ расчеты звукового удара самолета Ту-144 проводились М.Я. Блинчевским и Л.П. Исаковой, которые в дальнейшем активно участвовали в анализе результатов измерений.

В ЛИИ в порядке подготовки к измерениям звуковых ударов на трассах испытательных и эксплуатационных полетов самолетов Ту-144 были созданы мобильные пункты измерений на базе автомобильных шасси и вертолетов с автономным электропитанием и радиосвязью. Первые измерения звукового удара опытного самолета Ту-144 были выполнены зимой 1971 года в зоне испытательных полетов ЛИИ

вблизи г. Белоомут Рязанской области бригадой специалистов, руководимой А.В. Родновым. Опыт этих двух полетов показал необходимость повышения точности наведения самолета на измерительную базу и подтвердил работоспособность средств, созданных для измерения давления при звуковом ударе.

Как правило, весь период испытаний самолетов Ту-144 был характерен тем, что выделение самолетов для исследований звукового удара происходило с трудностями, так как самолеты были заняты испытаниями по другим задачам. При этом информация о емких программах испытаний самолетов «Конкорд» поступала и из Франции, и из Англии. Силами Франко-Германского исследовательского института Сан-Луи была проведена серия измерений звукового удара самолета «Конкорд» при полетах над Средиземным морем (вблизи побережья) в объеме 73 полетов. Была также выполнена большая программа исследований последствий звукового удара при полетах этого самолета над морем вдоль западного побережья Великобритании и Австралии.

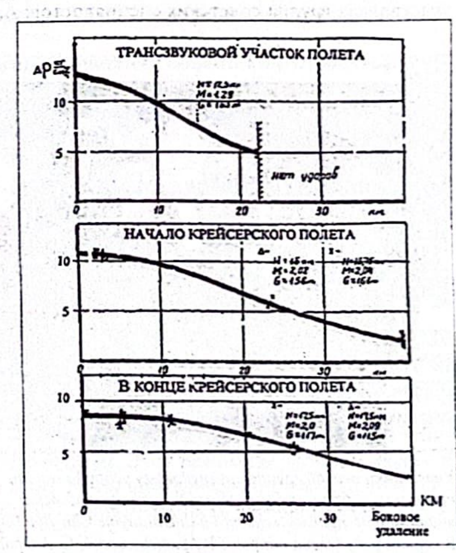
Для прояснения неизученных проблем, отмеченных в государственной программе, в ЛИИ были продолжены исследования с привлечением самолетов Су-15, МИГ-21, МИГ-25 и даже МИГ-21И — аналога Ту-144. Для исследований были созданы натуральные макеты легких построек, обеспечено измерение их деформаций и вибраций; были продолжены медико-физиологические исследования на людях и животных.

В небольшом количестве полетов самолета Ту-144 был предварительно оценен уровень звукового удара и период между передним и задним скачками давления. В этих опытах зафиксировано, что легкие постройки и нормально закрепленные оконные стекла не разрушаются; наибольшая неприятность для людей состоит во внезапности звукового удара. Было установлено, что при полетах рано утром жители близлежащих населенных пунктов пробуждаются ото сна. Установлено также, что разница максимальных давлений в переднем фронте в 2–3 кг/м² практически не различается людьми. Каждый раз раздражает внезапность.

К этому времени относится выход советских специалистов, изучавших звуковой удар, на международную арену. В июле 1967 году и в феврале 1968 года состоялись первые встречи советских и французских специалистов в рамках советско-французского сотрудничества в области авиационной промышленности. На второй и последующих встречах стороны широко обменивались полученными данными, информировали друг друга об измерительных средствах, методике и результатах работ.

Учитывая международный характер проблемы звукового удара, в ИКАО была создана рабочая группа по звуковому удару (Sonic Boom Panel — SBP). Из-за неповоротливости отечественной бюрократической машины, в том числе и советского представительства в ИКАО, ни на первое (февраль 1970 года), ни на второе (октябрь 1970 году) совещание SBP наши специалисты направлены не были. Впоследствии стало известно, что на втором совещании ряд государств представили результаты своих исследований звукового удара за предыдущие годы, в том числе и данные о результатах оценки звукового удара самолета «Конкорд».

На втором совещании проявились две принципиально различающиеся позиции государств. Швеция, которая приобрела некоторый опыт оценки последствий учебно-боевых полетов своих самолетов, объявила о полном запрещении, даже с целью изучения, звуковых ударов сверхзвуковых пассажирских самолетов над своей территорией; близкую позицию заняли и представители США. Представители других государств-уча-



Результаты регистрации звуковых ударов самолета Ту-144 на различных режимах

стников совещания предполагали возможность в некоторых случаях разрешения звуковых ударов с ограничением их интенсивности, частоты и длительности исследований.

Для получения массовых оценок переносимости звуковых ударов во Франции и в США были созданы ударные трубы-имитаторы звуковых ударов. Изучалось воздействие звуковых ударов на людей, домашних животных, птиц и рыб. В США, Франции и Швеции были проведены наблюдения за реакцией на звуковой удар животных и птиц в различных стадиях развития (эмбрионы, молодняк, взрослые особи), изучение реакции групп животных и птиц как на имитированные, так и на натурные звуковые удары самолетов разной размерности, в том числе и тех, которые имеют интенсивность звукового удара существенно выше самолета типа «Конкорд». Эти опыты не вызывали никаких вредных последствий, кроме кратковременного проявления испуга стада животных или стаи птиц. Отмечено некоторое привыкание животных к повторяющимся в течение нескольких дней ударам.

Социологическими исследованиями, проводившимися в зонах, подвергающихся звуковым ударам, был установлен весьма широкий спектр реакции населения на звуковой удар. Обнаружены различия оценок по возрасту, полу, роду деятельности и другим критериям. В определенной мере реакция была соразмерна реакции на шум низколетящих самолетов или на шум, связанный с производственной деятельностью.

На Аляске было проведено глубокое исследование влияния звуковых ударов на норок, разводившихся на фермах. Результатом этих исследований был вывод о практически полном отсутствии вредного влияния звуковых ударов на процесс разведения этих ценных зверей.

Тем временем в октябре 1971 году на третьем совещании советско-французской группы по звуковому удару был произведен взаимный обмен материалами новых исследований, а в январе 1972 года состоялось четвертое, и последнее, совещание этой группы, где был проведен предварительный обмен мнениями о позиции государств при продолжении работы в ИКАО.

Руководство ИКАО, в связи с развитием работ по сверхзвуковым транспортным самолетам, и в частности с остротой проблемы звукового удара, приняло решение о преобразовании рабочей группы по звуковому удару (SBP) в комитет звукового удара (SBC). В первом совещании этого комитета (май 1972 года) участвовала группа советских специалистов: А.Д.Миронов, Г.А. Черемухин, В.Г.Смыков, Н.И.Беркесов. Комитетом были изучены доклады о работах, проведенных в государствах, и составлен обстоятельный доклад (Док. ИКАО № 9011). В докладе подчеркнуто, что предметами забот международного сообщества являются как беспокоящие свойства звукового удара и его воздействие на людей, животный мир, старые здания и лавины, так и необходимость продолжения исследований. В докладе было впервые четко указано о допустимости звукового удара над открытым морем. Допустимость звуковых ударов на суше рекомендовано относить к компетенции каждого государства. Конкретизирована и задача формирования методов установления границ распространения («ковра») звукового удара как в стороны от трассы полета, так и «бросок» вперед (в процессе перехода самолета через скорость звука).Таким образом, впервые на международном уровне была поставлена задача обеспечения аэронавигации для защиты населенных территорий от звукового удара.



Участники первой группы по звуковому удару Комиссии по советско-французскому сотрудничеству в области авиационной промышленности в институте Сан-Луи (Франция). В первом ряду (слева напрво): В.Архангельский, С. Андриасов, А. Аксенов, А. Кобзарев. Второй ряд: В. Грачев, Ю. Жилин, А. Миронов, Ю. Кулагин

При таком уровне знаний о звуковом ударе в Советском Союзе 1 ноября 1972 года начались эксплуатационные испытания самолета Ту-144 в форме рейсов по маршруту Москва — Алма-Ата — Москва. Дело не обошлось без курьезов. Вскоре после начала полетов в ЛИИ пришло указание руководства Министерства авиационной промышленности с требованием «разобраться и доложить» по письму в ЦК КПСС директора птицефабрики, расположенной под трассой самолета Ту-144, с жалобой на то, что значительная часть поголовья кур погибла из-за звуковых ударов. В ЛИИ был подготовлен обстоятельный ответ со ссылками на собственные и зарубежные исследования, опубликованные в докладе ИКАО, где сообщалось, что нигде в мире не было обнаружено подобных «гибельных» последствий при воздействии на животных и птиц даже во много раз более интенсивных звуковых ударов военных самолетов. В последующем стало известно, что птицы в хозяйстве незадачливого директора начали гибнуть до начала полетов Ту-144, по-видимому, из-за недостатка кормов.

В июне 1973 года группа советских специалистов в составе А.Д. Миронова, В.Т. Климова, Ю.Н. Кулагина, Е.П. Попова и В.Г. Смыкова приняла участие во втором совещании Комитета SBC. К этому времени была получена достоверная информация о звуковых ударах самолетов Ту-144 и «Конкорд». Советской делегацией было сообщено, что при полете самолета Ту-144 на крейсерском режиме не полностью реализуется N-волна, что ослабляет переднюю ударную волну. Отчет о работе второго совещания SBC (Док. ИКАО № 9064) содержал подробную информацию о материалах, полученных в различных государствах, и заканчивался предложением о включении материалов по звуковому удару в готовящийся инструктивный материал по СТС. Такой документ был издан ИКАО в 1975 году (Circular 126 AN91) и содержал специальный раздел о звуковом ударе и планировании полетов СТС в условиях его ограничения. К числу важнейших международных нормативных документов, касающихся звукового удара, следует отнести и выпущенный в 1973 году международный стандарт ISO 2249 «Акустика — описание и измерение физических свойств звуковых ударов».

К этому моменту в Комитете летной годности СССР была образована секция звукового удара с основной задачей подготовки предложений к «Временным нормам летной годности СТС». В течение трех лет (1975–1978 гг.) секция исследовала и формулировала базовые требования к режимам полета исходя из ограничений по звуковому удару.

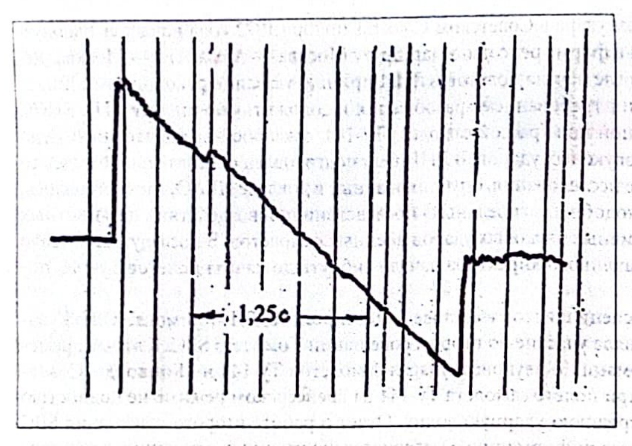
В конце 1976 года на базе результатов специальных летных испытаний объемом в 10 полетов (по четыре прохода в каждом полете) было выпущено «Предварительное заключение по результатам совместных Государственных испытаний по определению характеристик звукового удара самолета Ту-144». В нем зафиксированы следующие уровни «номинального» (т.е. практически без искажений) звукового удара в спокойной атмосфере.

В начале крейсерского полета при весе самолета 161,3–157 т, на высоте 15 750–16 160 м и числе M=2 перепад давления в переднем фронте N-волны на земле составляет 11,2–9,6 кг/м². В конце крейсерского полета (при весе самолета 118,4–115,4 т, на высоте 17 440–17 900 м и числе M=2,1–1,99) перепад давления равен 9,1–7,4 кг/м². При наиболее неблагоприятных условиях — числе M=1,3–1,28 на высоте 12 530–12 760 м и весе самолета 164,4–162,4 т (без ускорения) звуковой удар характеризуется величиной перепада давления 12,7–10,2 кг/м².

Изучение записей звуковых ударов самолета Ту-144 в начале и в конце крейсерского полета показало, что в условиях испытаний чистая N-волна не реализуется; отмечается так называемый «зуб», наличие которого снижает уровень давления в переднем фронте.

При проведении в 1999 году полетов летающей лаборатории Ту-144ЛЛ были получены дополнительные данные по звуковому удару этого самолета. Удалось, в частности, навести самолет Ту-144ЛЛ на пункт измерений звукового удара в режиме разгона на высоте тропопаузы. Этот режим по расчетам является наиболее неблагоприятным по интенсивности звукового удара. В результате получено, что при полете на высоте 11,6 км при весе самолета 164,3 т и текущем числе M=1,3 интенсивность звукового удара характеризуется величиной роста давления, равной 13,6 кг/м².

В процессе освоения регулярных полетов самолетов Ту-144 был поставлен вопрос о последствиях воздействия звукового удара на дозвуковые самолеты в воздухе. Опыты, проведенные в ЛИИ еще в 1956 году,



Сигнатура звукового удара самолета Ту-144 в крейсерском полете

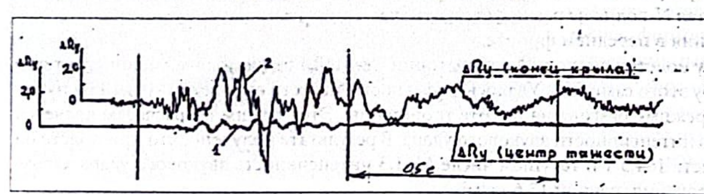
и теоретические оценки указали на то, что это воздействие выражается в виде попадания самолета, при догоне его сверхзвуковым самолетом, летящим на большей высоте, вначале в нисходящий поток воздуха, затем в восходящий, что соответствует движению воздуха в N-волне (или близкой к ней системе ударных волн). По мере увеличения разности высот между самолетами интенсивность порывов уменьшается. Для подтверждения указанных прогнозов и получения объективных оценок в ЛИИ были проведены специальные летные исследования. Самолетом-генератором звукового удара был МИГ-25, объектом воздействия — самолет Ту-124.

Самолет Ту-124 летел на высоте 9 000 м при одновременном движении над ним на высоте 240, а затем 50 м при числе M=2,2 самолета МИГ-25. «Накрытие» самолета Ту-124 системой ударных волн догоняющего самолета МИГ-25 вызвало избыточную вертикальную перегрузку в центре тяжести, равную 0,15, а на конце крыла 0,8, что эквивалентно попаданию в слабый порыв. Экипаж самолета Ту-124, знавший заранее об ожидаемом явлении, оценил его последствия как незначительное возмущение.

В конце 25-летнего периода с момента возникновения проблемы звукового удара (1954 г.) и до получения практически исчерпывающей информации о нем в СССР и за рубежом (1979 г.) был выпущен ГОСТ 23552-79 «Самолеты гражданской авиации. Нормы интенсивности звукового удара на местности и методы измерений», многие положения которого сохраняют актуальность и сегодня. В 1979 году группой специалистов ЛИИ были проведены измерения звукового удара самолета «Конкорд» при его полетах через территорию СССР 27 и 30 июля на высоте 15,6 км и весе 142,5 т. Давление в переднем фронте достигло 15,1 кг/м², при этом промежуточного «зуба» на эпюре нет. Сопоставление с данными по самолету Ту-144 указывает, что параметры N-волны самолета Ту-144 несколько благоприятнее.

В 1980 году была выполнена одна из последних программ летных исследований звукового удара. Целью работы было измерение фокусированных ударов на участке разгона самолета МИГ-23УБ. В результате были получены материалы, которые использовались для сопоставления с расчетными. Всего за период с 1964 по 1980 год было выполнено 217 полетов боевых самолетов с регистрацией звуковых ударов. Звуковой удар самолетов Ту-144 зафиксирован в 42 случаях.

Признав практическую завершенность изучения звукового удара, совет ИКАО принял решение прекратить деятельность SBC и решать вопросы, которые могут возникнуть в будущем, в комитете защиты окружающей среды САЕР.



Изменение параметров движения самолета Ту-124, «накрытого» звуковым ударом самолета МИГ-25

Достигнутый уровень знаний позволяет утверждать, что избавиться от звукового удара невозможно, так же как принципиально невозможно сверхзвуковое обтекание тела без образования скачков давления. Уменьшение интенсивности системы скачков может быть осуществлено рациональными внешними обводами самолета, но это эквивалентно уменьшению его волнового сопротивления, что является предметом самостоятельного поиска для повышения аэродинамического качества.

Перспективным является изыскание рациональных режимов эксплуатации сверхзвукового самолета. К ним относятся выбор маршрутов над водными и малонаселенными пространствами, обход населенных зон путем ограниченного маневрирования, использование смешанных (дозвуковых и сверхзвуковых) режимов; основой для планирования полетов может служить ограниченность зоны распространения звукового удара и существенное ослабление звукового удара с приближением к боковым границам зоны его слышимости. Поддается расчетным оценкам и расположение узких зон фокусирования, возникающих при маневрировании самолета.

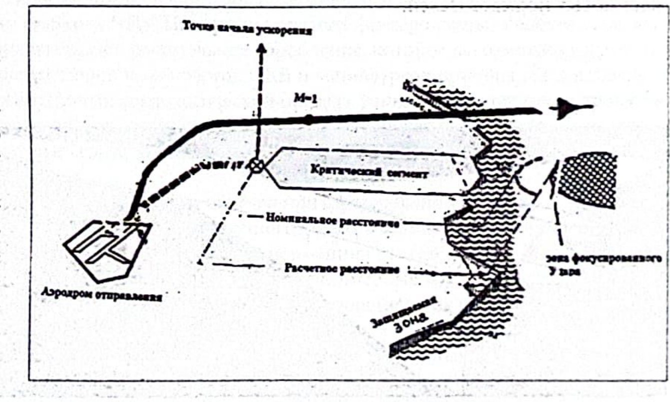
В 90-х годах, в связи с подготовкой к разработке СТС второго поколения, в ряде авиационных государств вновь возник интерес к проблеме звукового удара. Этот вопрос подвергался неоднократным обсуждениям в рамках консультационной «группы восьми» в период 1993–1997 годов.

Группа подтвердила важность исследований переносимости звукового удара людьми, проводившихся ранее в России, США и других государствах. С учетом дополнительной информации было отмечено, что реакция людей на первичный удар самолета «Конкорд» оценивается как неприемлемая. Даже вторичные удары (отражаемые иногда от специфических слоев атмосферы), уровень которых существенно ниже первичных, считаются нежелательными. Было отмечено, что ширина «ковра» звукового удара и защита от «накрытия» им территорий требуют дополнительного анализа с учетом переменных факторов. Была рассмотрена процедура предсказания зоны фокусированного звукового удара при разгоне самолета и условий возникновения вторичных ударов с учетом результатов некоторых полевых испытаний, в том числе на режиме торможения (при подлете самолета к береговой линии). Имея в виду, что наиболее вероятные трассы полетов СТС западных авиакомпаний будут проходить над морскими пространствами, особое внимание группа уделила оценке воздействия звукового удара на обитателей моря и ненаселенных островов.

Специально рассматривались материалы по оценке влияния звукового удара на морских млекопитающих. Обнаружены только признаки некоторой тревоги у тюленей. Были проведены исследования с использованием специальной группы серых тюленей, у которых измерялась частота пульса. При воздействии 40 реальных ударов не отмечалось никаких «драматических» эффектов (паники, ухода с берега в море и т.д.). С помощью имитатора звукового удара удалось оценить порог слышимости звукового удара у тюленей.

В итоговых документах перечислялись вопросы, по которым пока не существует достоверных оценок. Это — реакция на звуковой удар людей, находящихся на движущихся судах, реакция китов, влияние звуковых ударов на миграцию морских животных и др.

Как видно, основное внимание «группа восьми» уделила полетам на трансокеанских маршрутах. Для полетов над территорией России и других преимущественно «сухопутных» государств остались актуальными повышение достоверности методов расчетов зон фокусирования, границ распространения звуковых уда-



Типовые эксплутационные процедуры при взлете с аэродрома, находящегося в зоне, защищаемой по звуковому удару

ров, возникновения вторичных звуковых ударов в условиях переменных характеристик атмосферы. Рассматривая итоги работы «группы восьми», можно с удовлетворением отметить, что полученные ранее оценки безопасности и раздражающих свойств звукового удара подкреплены новыми данными, полученными при реальных полетах самолета «Конкорд» и с помощью имитаторов.

Полеты сверхзвуковых пассажирских самолетов над сушей потребуют, по-видимому, работы по снижению интенсивности системы скачков уплотнения путем целенаправленного улучшения внешних обводов самолета, изыскания возможности повышения высоты полетов, а также рациональной прокладки маршрутов с обходом густонаселенных зон. Такие меры обеспечат возможность регулярных полетов не только над морем, но и над сушей. Этому, возможно, должна предшествовать разъяснительная работа среди населения, а также дополнительные исследования привыкания к слабым звуковым ударам.

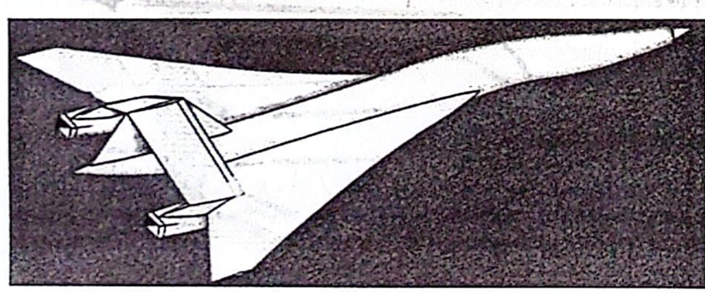
Полученные знания о звуковом ударе помогают понять некоторые любопытные явления, обратившие на себя внимание в прошлом. Так, например, участники отработки в СССР в конце 40-х годов метода аэродинамических исследований с помощью летающих моделей вспомнили не объясненные тогда «громкие щелчки», когда модель превышала скорость звука в режиме почти отвесного пикирования на высоте 4000–5000 м. Стало ясно, что «щелчок» — это не что иное, как звуковой удар, возбужденный летающей моделью небольших размеров (длина 3 м, диаметр фюзеляжа 300 мм) при сверхзвуковой скорости.

Встретились со звуковым ударом и создатели вертолетов при освоении больших скоростей полета. Система ударных волн возникала в концевых сечениях лопастей несущего винта, окружная скорость которых, суммируясь со скоростью поступательного движения вертолета, циклически превышала скорость звука, что создавало условия для циклического появления звуковых ударов и проявлялась в виде заметного повышения уровня шума и характерного треска.

Уместно вспомнить о том, что большое внимание, уделявшееся последствиям звукового удара, вызвало и довольно курьезные идеи. Так, и у нас, и за рубежом некоторые известные аэродинамики, поторопившись, выступили с глубоко засекреченными предложениями о создании специального оружия — маловысотных сверхзвуковых летательных аппаратов-генераторов звукового удара высокого уровня для поражения личного состава.

Проработка этой идеи показала, что преобразование энергии с помощью скачков давления весьма неэффективна и создать летательный аппарат с требуемыми боевыми характеристиками практически невозможно. К такому результату специалисты и авторы предложений отнеслись философски: отрицательный результат — тоже результат.

В целом мы вынуждены признать, что проблема звукового удара остается до конца не решенной и ждет новых исследователей.



Таким может стать сверхзвуковой самолет, спроектированный из условия минимального звукового удара (из журнала «Flight»)

4. Материалы и технологии

В начале 60-х годов в авиастроении широко использовался алюминиевый сплав типа Д-16 . Уже на самых ранних этапах работы над проектами сверхзвуковых самолетов стало ясно, что создать высокоресурсные конструкции с хорошей весовой отдачей, надежно работающие при температурах 100—130°, можно только при переходе на другие конструкционные материалы. После интенсивных научно-исследовательских работ было принято решение сосредоточиться на модификациях алюминиевых теплостойких сплавов, которые применялись в двигателестроении для изготовления штампованных деталей. После значительных изменений материал получил название АК4-1.

Экспериментальные работы, проведенные в ОКБ на первых образцах из сплава АК4-1, показали: при общей положительной оценке материал имеет низкие критические скорости деформации, что при изготовлении деталей методом штамповки приводит к резкому снижению характеристик усталостной прочности и коррозионной стойкости. При детальных исследованиях было выяснено, что недостатки связаны со структурой материала, в частности, со значительной зернистостью. Потребовалось изменение технологии для учета особенностей нового материала на металлургическом заводе. Была внедрена система ступенчатого проката в два перехода, что позволило получить листы из материала АК4-1 с устойчивыми свойствами. Одновременно пришлось изменить состав сплава, резко ограничив % содержание Si и улучшив усталостные характеристики.

Разработанная конструкция самолета требовала от металлургов выпуска плит из материала АК4-1 с размерами: по длине до 9 м, по ширине до 2 м, по толщине до 65 мм. Для изготовления таких плит необходимы крупные слитки (диаметр до 800 мм, масса до 3 т) с обеспечением однородного химического состава вдоль слитка. Потребовалось уточнение химического состава сплава, внедрение новой технологии равномерного легирования по длине слитка, внедрение гомогенизации для снятия литейных напряжений и выравнивания химического состава по объему.

Отечественные металлурги внедрили новые процессы многонаправленной ковки, которые частично дробили первичные литейные зерна и обеспечивали улучшение свойств в слябе для последующей прокатки.

Технология самолетостроения с использованием фрезерованных панелей потребовала разработки и серийного изготовления нового парка станков с ЧПУ. На первых образцах фрезерованных панелей было выявлено, что в процессе фрезерования возникает значительное коробление, которое невозможно устранить. Совместными исследованиями конструкторов и технологов ОКБ и металлургов причина была найдена и устранена. Пришлось ввести дополнительный технологический процесс растяжения плит после прокатки на металлургическом заводе. По техническому заданию ОКБ была спроектирована, изготовлена и установлена на Верхне-Салдинском металлургическом комбинате растяжная машина с тяговым усилием более 6000 т.

К сожалению, полностью избавиться от коробления панелей при фрезеровании не удалось. Пришлось в дальнейшем внедрить технологию попеременного выборочного фрезерования, т.е. производить выборку материала попеременно с разных сторон плиты, с учетом деформации готовой панели. Была использована также технология дробеструйной правки и упрочнения панелей. Впервые в мировой практике была отработана технология формования панелей и листовых деталей с приданием им криволинейных форм методом термофиксации.

По техническому заданию ОКБ Туполева был также разработан новый литейный алюминиевый сплав ВАЛ-10. Поскольку детали, изготовленные из этого сплава, имели свойства, близкие к деталям, изготовленным из заготовок, полученных штамповкой, довольно большая номенклатура была переведена на литье, что значительно сократило трудозатраты в серийном производстве.



С. А. Вигдорчик

Основные исследования по применению новых материалов в реальных конструкциях проводились в конструкторском бюро Туполева. А.Н. Туполев лично координировал эти вопросы, но главными «технологическими двигателями» были главный технолог ОКБ С.А. Вигдорчик и главный металлург И.Л. Головин. Практически в ОКБ была создана новая структура — отдел технологических лабораторий (ОТЛ). В отделе были собраны наиболее способные инженеры-технологи опытного завода и ОКБ. В тесном контакте со специалистами научных институтов (ВИАМ, ВИЛС, НИИЧМ, НИАТ) и металлургических заводов в ОТЛ решались новые задачи, которые ежедневно в период проектирования и строительства Ту-144 ставила практика.

Особенно успешной следует признать координацию работ по внедрению титановых сплавов, которые в таком широком объеме для самолетов были впервые опробованы на Ту-144. Известно, что титановые сплавы незаменимы для конструкций сверхзвуковых самолетов. При высоких температурах они обладают значительно большей удельной прочностью по сравнению с алюминиевыми сплавами и в определенном температурном диапазоне (до 400°С) даже по сравнению со сталями. Они отличаются высокой коррозионной стойкостью и достаточным сопротивлением усталости. Но в 60-е годы применение титана в конструкциях было ограничено.

Основные направления обеспечения требуемого ресурса и снижения массы самолетных конструкций могут быть обеспечены только при следующих условиях:

— применение крупногабаритных полуфабрикатов с высоким сопротивлением усталости материалов,

— использование высокоресурсных соединений с высокой массовой эффективностью,

— разработка технологии создания конструкции, обеспечивающей сохранение и минимальное снижение свойств материалов в течение срока службы самолета.

В процессе эскизных проработок было выяснено, что, с учетом конструктивных особенностей силовых элементов конструкции планера (панелей, поясов, стенок, шпангоутов, балок, узлов, элементов шасси и др.), для их изготовления требуются полуфабрикаты в виде плит, штамповок, поковок, литья, а также прессованных профилей и листов.

Из анализа равноресурсных конструкций стыка двух панелей было выявлено, что наибольшей эффективностью обладают сварные соединения, причем электронно-лучевая сварка (ЭЛС) дает лучший результат по сравнению с другими видами сварки. Было доказано, что одно из основных преимуществ титановых сплавов для авиационных конструкций — их хорошая свариваемость. Было также показано, что наибольший интерес для сверхзвуковой авиационной техники представляют сплавы типа ВТ-6 (Ti-6Al-4У, ОТ-4, ОТ4-1, ВТ-20).

Иногда полагают, что основное препятствие, сдерживающее широкое применение титановых сплавов, состоит в высокой стоимости исходного титана. В действительности этот фактор имеет второстепенное значение. Стоимость сырьевых материалов для больших самолетов не превышает 3–5%. Основная часть стоимости самолетов определяется затратами на их производство.

Процесс изготовления деталей и элементов конструкции из титановых сплавов более трудоемкий, чем из алюминиевых в силу присущих титану технологических свойств. Высокая стоимость обработки титановых деталей и конструкций обусловлена следующими факторами:

1) активным взаимодействием титана с газами при повышенных и высоких температурах, что приводит к необходимости защиты металла от этого взаимодействия при технологических процессах и применения в ряде случаев вакуумного отжига;

2) недостаточной технологичностью при обработке давлением, вследствие низкой пластичности;

3) малой производительностью механической обработки (примерно 15% от производительности механической обработки алюминиевых деталей);

И.Л. Головин

4) высокой чувствительностью механических свойств титановых сплавов к типу и параметрам микроструктуры.

Таким образом, снижение стоимости титановых самолетных конструкций должно быть основано не только на уменьшении стоимости исходного титана, но и на совершенствовании технологии изготовления из них конструкций. Приведенные выше выводы сегодня являются общепринятыми, но в начале 60-х годов конструкторы и технологи Ту-144 изучали их впервые в жестокой практике проб и ошибок.

Первые попытки сварки листов титана в открытой атмосфере были неудачными. Химическая активность титана во время сварки и различные режимы термообработки вызывали т.н. «наводораживание» (насыщение водородом из атмосферы), что приводило к резкому снижению вязкости сплава и в конечном итоге к появлению большого количества трещин. Было ясно, что проводить сварку и термическую обработку титановых сплавов необходимо в контролируемой защитной среде (например, в вакууме или среде аргона).

Подобного оборудования на заводах авиационной промышленности не было. Для сварки небольших деталей и отработки технологии в отделе технологических лабораторий ОКБ собственными силами была спроектирована и на опытном заводе в Москве изготовлена экспериментальная сварочная камера с современными средствами контроля чистоты аргона, которая используется и до настоящего времени. Отработка технологических процессов велась группой сотрудников НИАТ и ОКБ Туполева (А.П. Светловидов, В.С. Сытников, К.И. Петров, О.Н. Санков и другие). Удалось отработать технологию сварки и изготовить несколько десятков образцов для опытного самолета. Лишь в 1968 году в НИАТе была спроектирована, построена и поставлена опытному заводу первая промышленная печь для отжига титановых сплавов в защитной среде. Основную партию крупногабаритных деталей для опытного и ряда серийных самолетов Ту-144 сваривали и производили отжиг в Ленинграде на «Северном заводе» Минобориронпрома, где была единственная в СССР промышленная установка. Другой временной проблемой стало изготовление профилей, уголков и других изделий из листовых титановых материалов, поскольку промышленность их не выпускала. Для первого опытного самолета в ОТЛ была спроектирована специальная установка, отработана технология, что позволило изготовить указанные изделия из титановых листов методом сквозного проплава. Впервые специалистами ОКБ Туполева был применен метод контроля аргона на содержание водорода, кислорода и азота с применением современных хроматографов.

ОКБ Туполева стало, по сути дела, опытным производством по применению титановых конструкций в целом для авиационной промышленности СССР. Именно здесь


КРУПНОГАБАРИТНЫЕ ДЕТАЛИ ОЧК ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

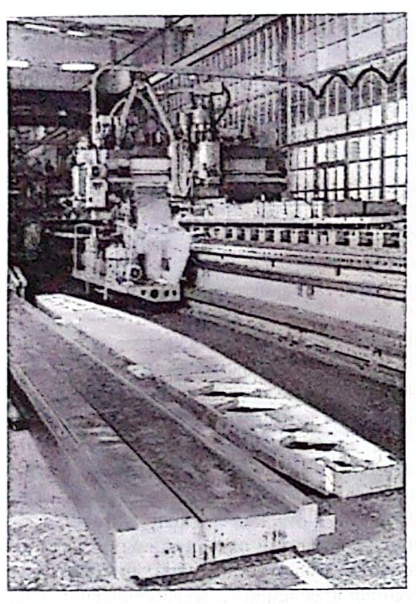
ПОСТАВКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОВАННО-КАТАНЫХ ПЛИТ:

I КОМПЛЕКТ

II КОМПЛЕКТ

№ детали	№ загот.	Наименование детали и габариты	Количество на самолет	Вес детали в кг	Габариты заготовки вес/кг	Примечание
1	1	[illegible] №1 60×1040×19300	2	830	плита 3272 [illegible]	
2	2	[illegible] №2 80×1270×19300	2	1080	плита 4325 [illegible]	
3	3	[illegible] №3 80×880×19300	2	680	плита [illegible]	[illegible]
4	4	[illegible] №1 66×1040×19300	2	656	плита [illegible]	
5	5	[illegible] №2 66×640×19300	2	423	плита [illegible]	
6	(5)	[illegible] №3 [illegible]	2	430	плита [illegible]	
7	7	[illegible] №4 66×860×19300	2	555	плита [illegible]	
8	8	[illegible] №1 200×970×19050	2	350	[illegible]	
9	9	[illegible] №3 200×820×19050	2	305	[illegible]	
10	10	[illegible] №1 410×700×3100	2	81	[illegible]	

Решение министра авиационной промышленности по выпуску нового сортамента заготовок из алюминиевых сплавов



Заготовка и готовая деталь из алюминиевых сплавов

на опытных установках были разработаны технологические рекомендации, которые затем стали отраслевыми инструкциями. На Московском филиале опытного завода ОКБ Туполева было создано специализированное титановое производство. При изготовлении панелей воздухозаборников была отработана точечная контактная сварка конструкций, имеющих максимальные размеры 7900×2500×400 мм, в полуавтоматическом режиме с количеством сварных точек более двух миллионов. Отработана автоматическая аргонно-дуговая сварка прямолинейных стыковых швов с местной защитой, а также ручная аргонно-дуговая сварка шпангоутов из тонких и толстых листов ОТ4-1 и деталей из литейного сплава ВТ5 в камере с контролируемой атмосферой.

Исследования показали, что отработанная технология обеспечивала в сварном шве:

· пределы прочности от 96 до 100% от показателей основного материала;

· удельную вязкость от 98 до 100 % от показателей исходного материала;

· макроструктура соединений имела плотное крупнокристаллическое строение, без пор, раковин, неоплавленных слоев, окисных пленок и других дефектов.

Была отработана технология изготовления титановых сотовых конструкций методом диффузионной сварки. Работы проводились с привлечением специалистов Воронежского филиала НИАТ, ИМЕТ имени Байкова, МВЛШ, НИАТ, ПНИЛДСв. Сотоблоки изготавливались из титановой фольги толщиной 0,08 мм, поставляемой Верхне-Салдинским металлургическим заводом. Диффузионная сварка проводилась в специальной печи с вакуумированием до давления $P = 1\text{–}5 \cdot 10^{-5}$ торр и нагреве до температуры сварки 950–1050°С в среде аргона. Технология и оборудование позволяли получить сотовые панели размером 1500×1000×80 мм. Одновременно были отработаны технологии гибки, подмятия сотопакетов, совместной сварки готовых сотовых панелей, установки элементов крепежа.

Именно на самолете Ту-144 были освоены конструкции и впервые в отечественную практику внедрены следующие алюминиевые и титановые сплавы:

1. Алюминиевый сплав АК4-1. Листы толщиной 0,5–10 мм, шириной до 1500 мм, длиной до 7 м. Прессованные профили сечением до 150 мм и длиной до 10 м. Плиты ковано-катаные, толщиной до 63 мм, шириной до 1600 мм, длиной 9 м. Штамповки с площадью по разъему штампа 15 000 см.
2. Алюминиевый сплав ВАД-23. Профили и панели прессованные.
3. Алюминиевый сплав В-93. Штамповки.
4. Литье из высокопрочных сплавов АЛ-19, МЛ-10Т6.
5. Титановые сплавы ОТ-4, ОТ4-1. Листы толщиной 0,3–12 мм, шириной до 1200 мм, длиной до 4 м. Профили прессованные, длиной до 3500 мм. Плиты толщиной 35–60 мм. Штамповки.
6. Титановые сплавы ВТ-22. Точные штамповки.
7. Титановые сплавы ВТ-5. Профили.
8. Титановые сплавы ВТ-16. Прутки для изготовления болтов и нормалей.
9. Титановые литейные сплавы ВТ-5Л. Литье в габаритах 800×1200 мм.

Еще в 1958 году в конструкциях наших самолетов применялось менее 0,5% титановых сплавов от массы пустого самолета. На самолете Ту-144 доля титановых сплавов возросла до 15% от веса планера. Сегодня титановые сплавы стали основными материалами силового набора и обшивки дозвуковых самолетов и применение титановых сплавов в конструкции все увеличивается.

Неметаллические материалы

Изменение условий полета и работы основных элементов самолета потребовало проведения большого объема научно-исследовательских работ по созданию нового поколения неметаллических материалов, новых технологических процессов и производств. В их число входили: герметики, работающие в воздушной среде и в среде горячего топлива и его паров, стеклопластики для изготовления обтекателей антенн радионавигационных и радиотехнических средств, различные виды пассивной теплоизоляции, пенопласты для изготовления элементов теплозащиты, стекла кабины пилотов и пассажирской кабины, резины и резинотехнические изделия, теплостойкие клеи, термопласты для изготовления деталей интерьера пассажирского салона. Все указанные материалы должны были длительно работать в условиях перепада температур от – 40 до +130°С.

Отметим, что необходимость повышения весовой отдачи заставила конструкторов значительно увеличить на самолете Ту-144 долю неметаллических материалов, которая впервые составила 23% от веса конструкции самолета. Промышленность в это время выпускала основную номенклатуру неметаллических материалов в виде опытных партий, и потребовалась огромная работа для внедрения их в серийное производство. Потребовались также новые исследования и разработки.

Усилиями лаборатории неметаллов ОКБ (А.С. Файнштейн, Р.К. Грушина), ВИАМ (Я.И. Миндлин), НИРП (Р.Я. Смыслова) и Ленинградского института имени Лебедева был создан модифицированный фторкаучуковый герметик типа 51Г (для внутришовной герметизации типа 51Г2 и поверхностной герметизации типа 51Г1), который в дальнейшем успешно применялся на серийных самолетах Ту-144 и других сверхзвуковых самолетах и по своим свойствам превосходил зарубежные аналоги.

Специалисты лаборатории неметаллов ОКБ во главе с Б.А. Пешехоновым совместно с специалистами ВИАМ проводили исследования герметиков двух классов: фторсиликоновых и фторкаучуковых и выявили специальные требования по применению обоих типов. В частности, было показано, что при нормальных температурных условиях фторкаучуковые системы превосходят фторсиликоновые с точки зрения изменения свойств материалов по времени. Кроме того, при повышенных температурах у фторсиликоновых герметиков наблюдалось резкое изменение прочности. Но чрезмерная жесткость фторкаучуковых герметиков вызывала значительные технологические трудности.

На опытном самолете Ту-144 для герметизации топливных баков использовались фторсиликоновые герметики типа ВГФ-2 и ВГФ-1. Уже небольшой опыт эксплуатации самолета на аэродроме показал, что горячее топливо «вымывает» низкомолекулярные фракции этих герметиков, что приводит к быстрому нарушению герметичности соединений. Потребовались дополнительные исследования.

Лаборатория неметаллов уделяла много времени решению вопросов повышения технологичности проводимых работ. Была разработана и затем широко применялась технология внутришовной герметизации с применением вулканизирующей ленты из материала 51Г2 толщиной от 0,3 до 0,6 мм, которая просто накладывалась на шов. Для повышения адгезии при применении фторкаучуковых герметиков стали широко использоваться переходные подслои, в том числе из других материалов. Позднее были разработаны и стали широко применяться быстровулканизирующиеся при обычной температуре герметики типа 5Г9Р (для поверхностной герметизации) и 51Г22Р (для внутришовной герметизации).

Впервые на самолете Ту-144 была опробована специальная защита нижних панелей кессон-баков (в зонах возможного скопления влаги) для повышения коррозионной стойкости конструкции. Для снижения веса изготовили специальный состав, состоящий из грунта ЭП-0103, эмали Ф-5 и герметика 51Г-9.

Серьезные проблемы были сняты при внедрении нового поколения стеклопластиков. Большинство деталей из стеклопластиков находятся на внешних поверхностях самолета и подвергаются всем воздействиям: от аэродинамического нагрева до ультрафиолетового облучения. Одновременно нужно выполнить совершенно разные технические требования конструкторов радиотехнических и радионавигационных средств (минимальное влияние на работу антенн) и часто противоположные требования конструктора самолета (минимальное влияние на сопротивление самолета). Очень сложно шли работы по носовому обтекателю, который, в конце концов, пришлось выклеивать не из полотна стеклоткани, а из специально собранного по выкройке «чулка», геометрически образованного по тем же законам, что и носовая часть фю-

4*


Б.А. Пешехонов

зеляжа самолета. В течение длительного времени шли исследования по подбору необходимых для выклеек материалов. Оптимальные результаты удалось получить при использовании в качестве связующего эпоксифенольную смолу типа ЭДФ. Но наибольшие трудности встретились при изготовлении хвостового обтекателя для блока антенн в задней части самолета. В этой зоне наблюдались максимальные акустические нагрузки и воздействие горячей струи двигателей. Пришлось разработать и внедрить специальную технологию изготовления обтекателя с применением связующего на основе кремнеорганических соединений (типа К-917) с последующим нанесением герметика У2-28Б для обеспечения теплостойкости и герметичности конструкции.

Впервые на самолете Ту-144 была внедрена технология изготовления половых панелей для пассажирского салона и багажников из стеклопластов сотовой конструкции, что позволило значительно снизить вес конструкции.

Очень часто сложные инженерные задачи решались простыми средствами, например, технология и оборудование для нанесения на поверхность полиуретанового пенопласта и вспенивания его при нормальных температурах. Вспененный полиуретан является превосходным теплоизолирующим материалом, что позволило его применять как статическую теплоизоляцию во всех необходимых зонах. На самолете Ту-144 эта технология применялась в технических отсеках, для теплоизоляции отдельных зон пассажирской кабины, дверей самолета, окантовок, ниши переднего и основного шасси. В герметических зонах применялись короба, изготовленные путем вспенивания полиуретана.

Для наиболее нагруженного элемента в остеклении самолета — носового обтекателя впервые в авиации было использовано теплостойкое органическое стекло типа Э-2. Это было значительным техологическим и конструктивным достижением, так как применение теплостойких силикатных стекол привело бы к значительному повышению веса. Но внедрение органического остекления проходило с большими трудностями. Первая проблема была связана с тем, что при циклическом нагреве происходило изменение формы стекла. Уже в лабораторных испытаниях стало ясно, что при нагреве стекло стремится из криволинейного стать плоским. Решение было найдено благодаря новой технологии литья в заданную криволинейную форму с последующей полимеризацией. Затем на опытном самолете было обнаружено, что при воздействии всех факторов стекло начинает темнеть и полностью теряет свои свойства через 500 часов летной эксплуатации. Потребовалась модификация исходных компонентов и применение химически чистого мономера. На самолете Ту-144 был применен принципиально новый подход в конструкции блоков иллюминаторов пассажирского салона. Каждое стекло в блоке выполняет одну заданную функцию, но может обеспечить в течение короткого времени выполнение функций пакета в целом. Наружное стекло, не нагруженное перепадом давления, выполняет функции теплового экрана. Среднее (холодное) стекло выполняет основные силовые функции. Внутренний дефлектор выполняет декоративные функции и позволяет организовать всю структуру охлаждения и включить оконные панели в систему охлаждения пассажирской кабины. Это позволило применить во всех стеклах органическое стекло, резко снизить стоимость и вес конструкции. Лобовые стекла кабины выполнены по схеме «триплекс», что позволило достичь нормативных требований по качеству обзора, теплостойкости, птицестойкости, защите от атмосферных воздействий.

Создание самолета Ту-144 потребовало также разработки и внедрения в промышленность новых марок резин, резинотехнических изделий (герметизирующих профилей, трубок, заглушек и т.д.), клеев, новых декоративных пластиков. Появился новый тип неметаллических материалов — конструкционно-теплозащитные элементы (профили, кронштейны), используемые для уменьшения тепловых потоков, поступающих от нагретой обшивки.

Практически все разработанные материалы вошли в широкую практику и до настоящего времени применяются как в самолетостроении, так и других отраслях промышленности.

5. Обеспечение прочности самолета

Обеспечение прочности самолетных конструкций является сложнейшей инженерной задачей. В ОКБ Туполева за многие годы сложилась собственная культура выполнения работ, которая во многом опиралась на опыт создания более чем 300 опытных самолетов. К сожалению, получение этого опыта проходило в очень сложной обстановке, в том числе и путем решения возникших на практике проблем и ошибок. Очевидно, что ошибки в области прочности наименее заметны для неспециалистов. Но если их заметили и тем более начали обсуждать, это означает очень сложный этап в жизни любого самолета. Это значит, что часть конструкции должна быть переделана, что часть уже изготовленных деталей необходимо выбросить, другие вернуть в цех на доработку. Во многих случаях ошибки в решении прочностных задач приводили к полному провалу самолетных программ (классическим стал пример провала ввода в эксплуатацию самолета «Комета», когда из-за неправильной оценки уровня напряжений и наличия концентраторов в углах окантовки иллюминаторов пассажирской кабины произошли одна за другой две катастрофы, которые резко отбросили англичан в гонке за первый пассажирский реактивных самолет).

Отметим, что отечественная наука о нормативных требованиях к прочности конструкции ЛА зародилась еще в 1916 году. В 1926 году были опубликованы первые советские нормы прочности самолетов. В последующем, с интервалом в 2–4 года, эти нормы переиздавались. Очень важно, что, начиная с первй инструкции, нормы прочности были едины для военных и гражданских самолетов. Только в 1961 году, с бурным развитием гражданской авиации, было принято решение о разделении норм. Данные нормы явились основой для главы 4 («Требования к прочности конструкции») "Норм летной годности гражданских самолетов СССР" (НЛГС) первого (1967 г.) и последующих изданий. Таким образом, конструкторы советских самолетов всегда пользовались необходимым нормативным материалом и, что самое важное, имели необходимые методики для обеспечения необходимого уровня безопасности. Разработка методологии обеспечения безопасности по условиям сопротивления усталости была начата в 50-х годах в ЦАГИ (А.И. Макаревский, Т.А. Французов, В.Л. Райхер) — разработанные регламенты были официально отражены в требованиях НЛГ. В качестве основного принципа обеспечения безопасности был принят принцип «безопасного ресурса», который был основным при проектировании самолета Ту-144. В дальнейшем отечественные исследования (Г.И.Нестеренко) и анализ зарубежного опыта показали, что более эффективным как экономически, так и в смысле обеспечения безопасности является принцип «безопасного повреждения», опирающийся на систематический контроль конструкции в эксплуатации, с тем чтобы не допустить развития возникшего усталостного повреждения до критического размера. Требования, связанные с принципами «безопасного ресурса» и «безопасного повреждения», сформулированные в ЦАГИ А.Ф. Селиховым, Т.А.Французом, В.Г. Лейбовым, В.Л. Райхером, стали равноправно применяться на самолете Ту-144. Большое внимание при разработке конструкции самолета было уделено обеспечению ее безопасности с учетом длительной эксплуатации — усталость и коррозия рассматривались в качестве основных физических деградационных процессов.

В связи с применением новых материалов, очень важной стала работа по определению величин регламентированных запасов (коэффициентов надежности), связанных с межэкземплярным рассеиванием нагруженности и разбросом характеристик сопротивления усталости. Опираясь на работы А.Ф. Селихова и его учеников, прочнисты ОКБ Туполева на базе анализа изменчивости параметров полета выдали конструкторам всех бригад необходимые исходные данные по всем материалам, которые могли быть применены в конструкции. Очень полезными оказались результаты исследований, выполненных под руководством Ю.А. Стучалкина по регламентированию коэффициентов надежности в зависимости от степени опасности возможного отказа.

К моменту начала работ по самолету Ту-144 в отделе прочности, который в то время возглавлялся заместителем Генерального конструктора Александром Романовичем Бониным, существовало два сектора:

— сектор статической прочности — начальник Леонид Георгиевич Смирнов;
— сектор динамической прочности — начальник Алексей Петрович Ганнушкин.

Одновременно с работами по самолету Ту-144 отдел занимался самолетами Ту-154 и Ту-22М.

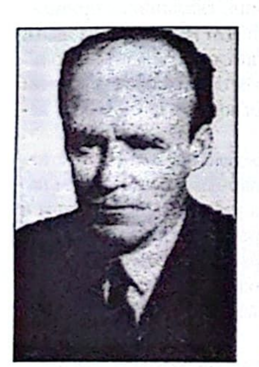
К работе над самолетом Ту-144 были привлечены все институты авиационной промышленности. Следует отметить, что перед прочнистами ОКБ и институтами промышленности ЦАГИ, СибНИА, ВИАМ, ЛИИ возник целый комплекс проблем. Это была проблема выбора конструкционного материала, длительно работающего при высоких температурах, а следовательно, проблема обеспечения длительной прочности и ползучести; проблема определения и учета температурных напряжений в конструкции; проблема обеспечения долговечности силовой конструкции при одновременном воздействии механических и температурных напряжений. Много вопросов возникало при исследованиях возможности проведения лабораторных испытаний на статическую прочность и усталость при одновременном воздействии механических и температурных нагрузок на планер самолета.

Одна из задач, которые необходимо было решить, — выбор рациональной конструктивно-силовой схемы самолета, которая обеспечивала бы высокую весовую эффективность конструкции за счет правильного выбора расчетных напряжений, рациональных конструктивных решений. С этой целью провели большой комплекс расчетных и экспериментальных работ по созданию методик определения внешних нагрузок, в том числе и акустических, определению напряженно-деформированного состояния конструкции, по решению задач аэроупругости.

А.И. Макаревский

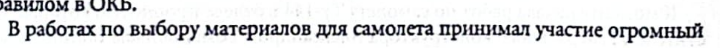
Выбор основного конструкционного материала являлся всегда актуальной задачей при создании нового летательного аппарата. Для сверхзвукового пассажирского самолета, длительно, в течение 30 000 летных часов, эксплуатирующегося при температурах нагрева конструкции до 120–160°С, с учетом обеспечения его высокой весовой эффективности, вопросы выбора материалов силовой конструкции стали самыми важными. Генеральный конструктор А.Н. Туполев лично занимался этими вопросами, уделял много внимания конструкционным материалам, применяемым на своих самолетах.

На начальном этапе ВИАМ в лице тогдашнего начальника лаборатории, а в настоящее время академика РАН И.Н. Фриндляндера предложил в качестве основного конструкционного материала для планера новый алюминиево-литиевый сплав ВАД-23. А.Р. Бонин, главный металлург И.Л. Головин и главный технолог С.А. Вигдорчик поддержали предложения ВИАМ и рекомендовали этот сплав Генеральному конструктору, учитывая его высокие прочностные характеристики, меньший удельный вес и возможность длительной работы при повышенных температурах. Но учитывая, что ВАД-23 являлся высокопрочным сплавом новой, если не сказать новейшей разработки, не апробированным при проектировании самолетов, прочнистами, конструкторами и технологами ОКБ был подобран также альтернативный жаропрочный сплав АК4-1, который применяется в моторостроении.



А.Ф. Селихов

Одними из наиболее сложных элементов силовой конструкции были признаны лонжероны крыла. Поэтому были спроектированы, изготовлены и испытаны образцы, представляющие возможные конструктивные решения лонжеронов. Проведенные испытания образцов показали, что предлагаемый сплав ВАД-23 по своим характеристикам, пластичности, долговечности и трещиностойкости уступает сплаву АК4-1. Это позволило доказать А.Н. Туполеву, что сплав ВАД-23 необходимо исключить и в качестве основного конструкционного материала для самолета Ту-144 принять сплав АК4-1. После работы над самолетом Ту-144 тщательная отработка конструкционных материалов стала правилом в ОКБ.



В работах по выбору материалов для самолета принимал участие огромный



А.Р. Бонин

коллектив специалистов институтов отрасли, а также специалисты ОКБ. В их числе Н.Т. Козлов, А.М. Давтян, В.А. Заславский, В.М. Шитов, И.Б. Гинко, А.А. Козлов и другие. Для полуфабрикатов из сплава АК4-1 (профили, плиты, листы) были разработаны технические условия, где впервые в качестве проверяемой при входном контроле характеристики, наряду с традиционными характеристиками механических свойств $\sigma_в$, σ_{02}, E, λ, был введен параметр вязкости разрушения — K_{1c}, характеризующий способность материала сопротивляться разрушению при наличии трещины. Для каждого полуфабриката, используемого в конструкции планера, был создан банк данных, который позволял отслеживать качество изготовления полуфабрикатов на металлургическом заводе. Большой вклад в создание этого банка данных внес В.К. Зельтин. Наряду с основным материалом АК4-1 в зонах конструкций, подверженных температурному нагреву свыше 160°С, стали применяться также сплавы титана.

Основные особенности сверхзвукового пассажирского самолета, влияющие на *выбор конструктивно-силовой схемы планера самолета Ту-144*, состоят в следующем:

— необычная аэродинамическая схема самолета — тонкое треугольное крыло и длинный, относительно тонкий фюзеляж;
— размещение на конструкции крыла очень высоких основных стоек шасси (проблема рационального размещения при уборке);
— наличие аэродинамического температурного нагрева, приводящего к значительному перепаду температур между деталями силового набора и даже агрегатами конструкции планера, с соответствующими температурными перемещениями и напряжениями в конструкции;
— повышение требований по весовой эффективности самолета;
— конструкция должна обеспечивать эксплуатацию самолета при достаточно больших проектных ресурсах.

Наиболее проблемной частью в разработке конструктивно-силовой схемы планера являлось тонкое крыло, являющееся одновременно и баком-кессоном, точнее, состоящее из нескольких баков-кессонов, на разных стадиях полета заполненных различными количествами топлива. В таком крыле возникали большие перепады температур между верхней и нижней поверхностями. Большую сложность при проектировании и оценках прочности представляло соединение крыла с фюзеляжем на протяжении длинной бортовой хорды.

К моменту проектирования у прочнистов и конструкторов была конструктивно-силовая схема «Конкорда». Забегая вперед, отметим, что принятая окончательная конструктивно-силовая схема самолета Ту-144 кардинально отличается от схемы «Конкорда». Как выяснилось позже, при встречах с французскими специалистами и обсуждениях проблем СПС второго поколения, конструктивно-силовая схема Ту-144 является более оптимальной.

Для анализа такой сложной конструктивно-силовой схемы самолета необходимо было иметь методики расчета напряженно-деформированного состояния конструкции как от внешних полетных и наземных нагрузок, так и от возникающих в полете температурных полей. К моменту начала работ по самолету таких методик не было, и их пришлось создавать уже в процессе проектирования, одновременно проводя большой объем экспериментальных исследований. К разработке методик расчета были привлечены широко известные в то время своим вкладом в авиационную науку ученые: д.т.н. А.И. Свердлов (Военно-воздушная инженерная академия им. Н.Е. Жуковского), д.т.н. В.Ф. Киселев, В.М. Фролов, В.Ф. Кутьинов, А.А. Белоус (ЦАГИ) и другие. От отдела прочности ОКБ непосредственное участие в этой работе принимали: В.М. Шитов, И.Б. Гинко, В.Л. Глезер, В.А. Игнатушкин, В.Г. Плотников, Н.И. Зубов, В.П. Шунаев, В.Т. Жвакин, В.К. Арясов, А.А. Козлов, А.А. Капитановский и другие.

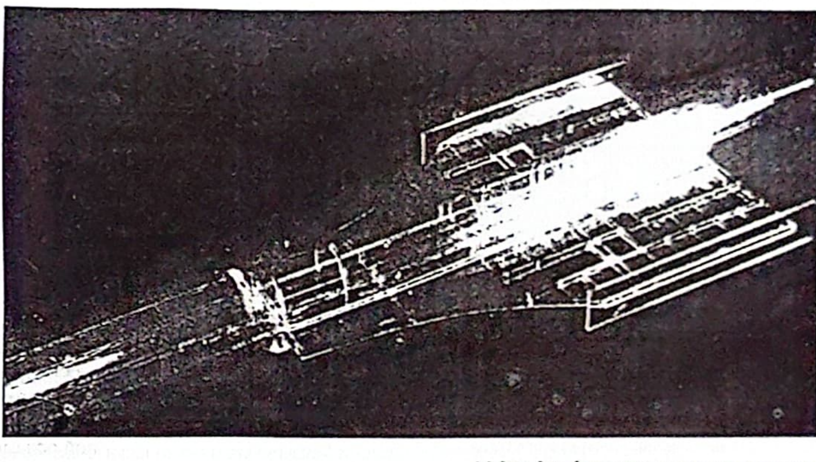


В.В. Сулименков

Испытанные варианты лонжеронов крыла

Вычислительная техника в 60-х годах была развита слабо, поэтому до самолета Ту-144 при оценках напряженно-деформированного состояния авиаконструкций большое распространение получили аналитические методы расчета. Такие методы также были применены к расчету планера самолета Ту-144, но очень скоро стала явной их неэффективность. Поэтому было необходимо привлечь численные методы расчета, которые тогда только начинали развиваться. Так была найдена и применена программа Ю.Е.Илиенко, реализующая метод Леви для расчетов конструкций крыла и применявшаяся ранее для решения задач аэроупругости самолета М-50 в ОКБ В.М. Мясищева. Специализированные методики расчета, реализующие и метод перемещений, и метод сил, разрабатывались многими специалистами в ЦАГИ. Работа над этими методиками дала толчок к развитию и применению универсальных численных методов расчета собственной разработки. Группа энтузиастов под руководством ведущего конструктора В.Л. Глезера успешно работала над разработкой этих методов расчета на ЭВМ, названных впоследствии методами конечных элементов. Эти методы позволили моделировать, а следовательно, и учитывать важные особенности работы конструкции. В дальнейшем эти работы привели к созданию системы программ дискретного анализа конструкции «ДИАНА», получившей широкое распространение в практике нашего ОКБ и в других организациях. Параллельно с расчетными оценками напряженно-деформированного состояния широко применялись исследования на различного типа моделях — на конструктивно-подобной модели, разработанной в ОКБ В.М. Мясищева, на различных упруго-подобных моделях из органического стекла, на конструктивно-силовой модели в масштабе 1:3. При этом использовались методы фотоупругости и тензометрирования (измерения напряжений с помощью наклеенных датчиков — тензорезисторов). После самолета Ту-144 исследования новых, принципиальных конструктивно-силовых решений на моделях также прочно вошли в практику ОКБ.

Интересные работы в этот момент проводились по оценке влияния температуры на уровень температурных напряжений и накопление деформаций ползучести, исследование несущей способности конструкции после получения остаточных деформаций ползучести. Эти исследования проводились в ЦАГИ и СибНИА на специально спроектированных отсеках крыла со стенками лонжеронов и нервюр различной



Модель для фотометрических испытаний

конструкции — в виде пластин из гофрированного листа, в виде ферменных конструкций. А.А. Козлов, В.Г. Плотников разработали программу выбора оптимальных размеров панелей крыла, киля, работающих при сложном напряженном состоянии. В результате всех многочисленных работ и исследований конструктивно-силовая схема самолета Ту-144 была принята. Особенности этой схемы заключаются в следующем:

· Крыло, многолонжеронной конструкции, является кессон-баком. Верхние и нижние, так называемые монолитные, панели выполнены механической обработкой из плиты.

· Лонжероны и нервюры, ферменной конструкции или из гофрированного листа, обеспечивают снижение температурных напряжений.

· Отъемная часть крыла (ОЧК) присоединяется к средней части посредством фланцевого стыка.

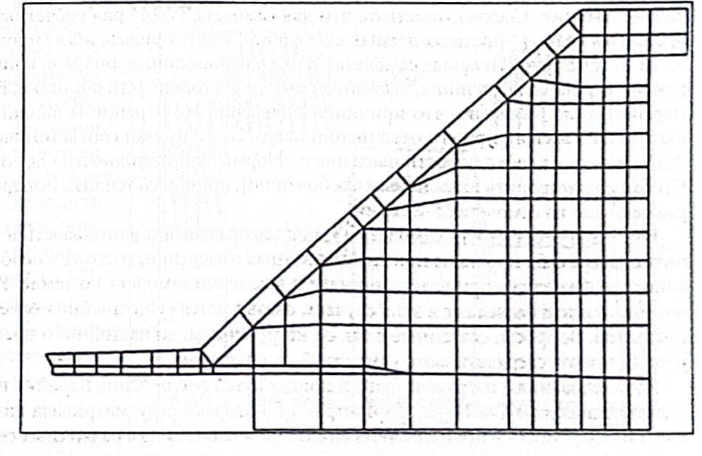
· Средняя часть крыла не имеет стыка по оси самолета и соединена со шпангоутами фюзеляжа через фитинги.

· Передняя часть крыла присоединена к фюзеляжу через узлы, имеющие свободу перемещения вдоль продольной оси самолета с целью снижения температурных напряжений. Таким образом, крыло включается в работу фюзеляжа только на участке средней части крыла.

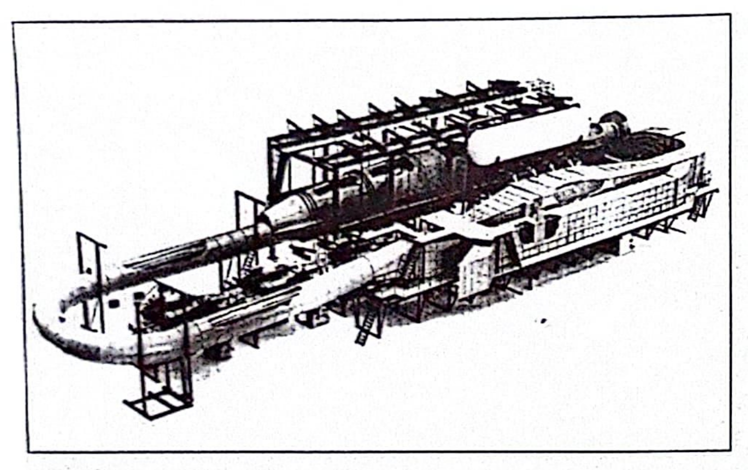
· К крылу крепятся три секции воздухозаборника, статически определимым образом, что не приводит к их деформации при деформации крыла.

· В средней части крыла имеется ниша для уборки шасси.

· Фюзеляж представляет из себя оболочку, из обшивки подкрепленную стрингерами и шпангоутами. Тип шпангоута и его присоединения к об-



Выбранная конструктивная схема киля



Стенд для испытаний натурных образцов

шивке исследовался на специальных образцах. Большой вклад в эти исследования внесли В.И. Нижегородов, В.Н. Максимов, Д.И. Гапеев и другие. Впервые в конструкции фюзеляжа, наряду с клепаными, были применены и монолитные фрезерованные панели.

Конструктивно-силовая схема киля аналогична крылу. В передней части киль присоединен к фюзеляжу при помощи узлов, имеющих возможность перемещения вдоль продольной оси самолета.

Одна из сложных проблем, которую пришлось решать при разработке самолета Ту-144, — определение внешних нагрузок, действующих на самолет при взлете, в полете и при посадке. От правильно принятых при проектировании нагрузок, определяющих статическую прочность и ресурс, зависят и его фактическая прочность, и масса самолета, т.е. его весовая эффективность и объемы доработок, которые могут потребоваться в эксплуатации. Весь комплекс работ по определению внешних нагрузок на самолет возглавил В.В.Сулименков, будучи в то время начальником бригады внешних нагрузок, а в дальнейшем начальником отделения прочности. Непосредственное участие в анализе нагрузок, их нормировании для статических и ресурсных испытаний самолета принимал Ф.А. Кочарян. Наибольший вклад в создание расчетных методик определения нагрузок и их измерений внесли со стороны ОКБ Б.Л. Меркулов, А.Ф. Пчелкин, И.Я. Боровая, И.А. Головня, В.Н. Перельштейн, В.Г. Юдович и другие, со стороны ЦАГИ — Ю.А. Стучалкин, Т.А. Францук, Б.Д. Франк.

Традиционно расчеты по определению нагрузок всегда сопровождались измерениями в процессе летных испытаний. Следует отметить, что для самолета Ту-144 ряд расчетных случаев нагружения самолета проявился только в процессе летных испытаний. Так, например, после прохождения трансзвукового режима на отъемной части крыла самолета № 101, в районе лонжерона № 4, в нижней панели крыла была обнаружена продольная трещина, вызванная потерей устойчивости обшивки. В результате анализа данных измерений было выявлено, что причиной появления этой трещины явились не спрогнозированные ранее нагрузки на элевон, при его отклонении вверх. Эти нагрузки соответствовали полной мощности бустера. Это привело к необходимости введения в «Нормы летной годности» дополнительных расчетных случаев. Чтобы удовлетворить этим новым требованиям, пришлось усилить поперечный набор крыла, что и было реализовано на самолетах 5-й серии.

Еще одна особенность самолета Ту-144, которая хотя и учитывалась в процессе проектирования, но в полной мере себя проявила при анализе летных измерений, состоит в особенностях нагружения тонкого и длинного фюзеляжа при взлете, посадке и движении самолета по земле. Усилия (изгибающие моменты), возникающие в фюзеляже в этих случаях, оказываются существенно более высокими, чем для дозвуковых самолетов. Вопросы, связанные с таким нагружением, до настоящего времени представляют интерес для разработчиков сверхзвукового самолета 2-го поколения.

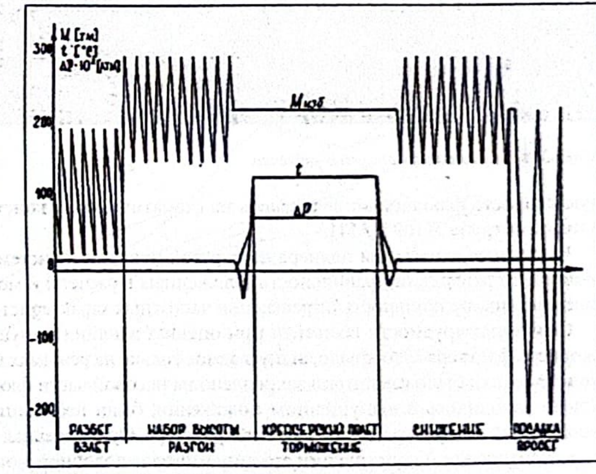
К исследованиям нагруженности и поиску путей ее снижения наряду с прочнистами ОКБ были привлечены специалисты СибНИА. По программе, которая предусматривала измерение изгибающих моментов и их повторяемость в процессе движения самолета по земле в различных сечениях фюзеляжа, были выполнены работы на нескольких самолетах на различных аэродромах. При этом исследовалось влияние одно-

камерной, двухкамерной амортизации основной стойки шасси, а также высоты передней стойки шасси на нагружение фюзеляжа.

Одна из методических особенностей измерения нагрузок в летных испытаниях для треугольного крыла — это измерение не изгибающих моментов, как для крыла большого удлинения, а измерение компонентов поля напряжений в выбранных точках крыла с помощью тензодатчиков, собранных в так называемые розетки, установленные на верхних и нижних панелях. При этом измерения надо было проводить во всем диапазоне температур, включая высокие. Оценить правильность принятых нагрузок на крыло позволяло сравнение напряжений, полученных по измерениям в летных испытаниях, с напряжениями, полученными в расчетах напряженно-деформированного состояния. Надо иметь в виду, что при обработке результатов измерений на правильность определения нагрузок накладывалась двойная погрешность, зависящая от точности определения напряжений в летных испытаниях и точности определения напряженно-деформированного состояния. Тем не менее были получены важные результаты. Новая и интересная работа в процессе летных испытаний — измерение деформаций крыла в полете с целью последующего сравнения с полученными по расчету. Сравнение расчетных и экспериментальных деформаций полностью подтвердило правильность принятой расчетной модели самолета. Организаторами этих работ и непосредственными участниками являлись А.Л.Пухов и И.К.Куликов.

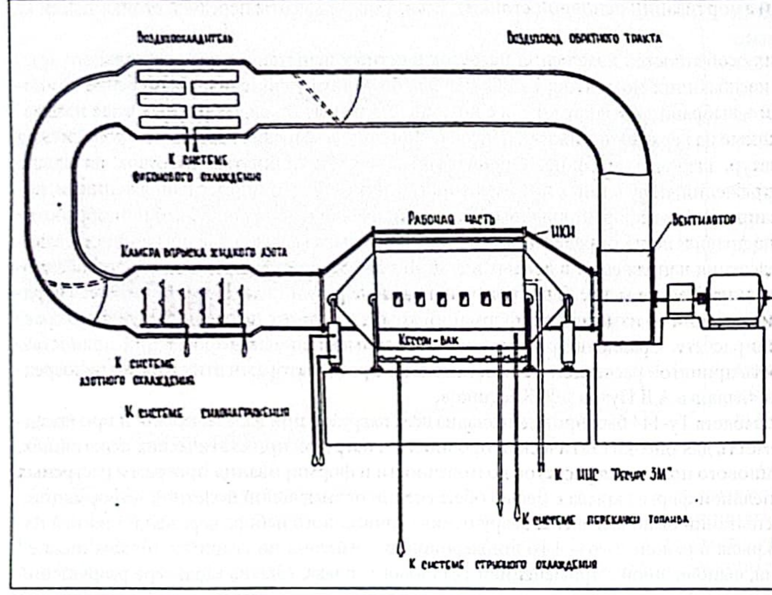
Таким образом, для самолета Ту-144 был проведен анализ всех нагрузок при взлете, полете и при посадке, оценена их повторяемость для оценки статической прочности и нагрузок при статических испытаниях, определения нагрузок типового полета для расчетов долговечности и формирования программ ресурсных испытаний, выбора стапельной формы крыла с целью обеспечении оптимальной полетной деформации.

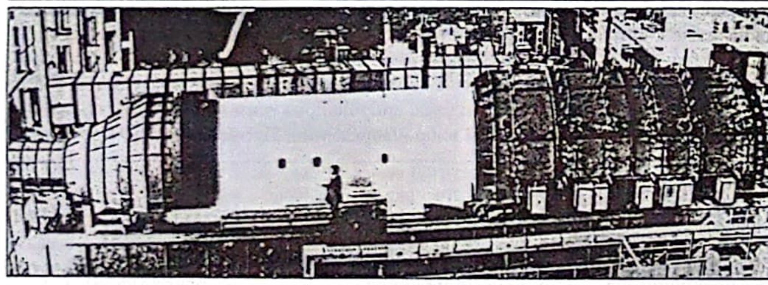
В процессе летных испытаний были выявлены разрушения стрингерного набора верхней и нижней панелей отъемной части крыла в районе 2-го – 4-го лонжеронов, разрушения по сварным точкам нижней секции руля направления, выполненной с применением титанового сплава. Анализ характера разрушений показал, что причиной являлись высокие уровни акустических нагрузок, возникающие при форсажных режимах работы двигателя на земле и при полете на сверхзвуке. Источником нагрузок являлись пульсации давления в турбулентном пограничном слое и в зоне слива потока через створки перепуска воздухозаборника. В целях обеспечения акустической прочности выполнен большой комплекс исследовательских работ с привлечением ЦАГИ и ЛИИ по измерению уровня нагрузок, вибронапряжений на различных режимах полета. Выполнены расчеты по определению нагрузок и вибронапряжений. Проведена оценка долговечности и разработаны рекомендации по усилению конструкции, в частности, изменена конструкция руля направления с заменой материала на АК4-1. Проблема акустической прочности вызвала необходимость создания в отделе прочности специализированной бригады. Большой вклад в решение этой проблемы внесли специалисты ОКБ И.П. Сухарев, А.В. Сачек, И.Б. Гинко, В.В.Велеско. Важность проблемы акустической прочности подтверждается тем, что интерес к ней проявляется со стороны разработчиков СПС-П, в частности, со стороны фирмы Боинг. На летающей лаборатории Ту-144ЛЛ были воспроизведены измерения акустических нагрузок и вибронапряжений на различных режимах полета.



Рабочие режимы

Большой объем расчетных и экспериментальных работ выполнен в целях *обес-*





Стенд для испытаний натурных отсеков

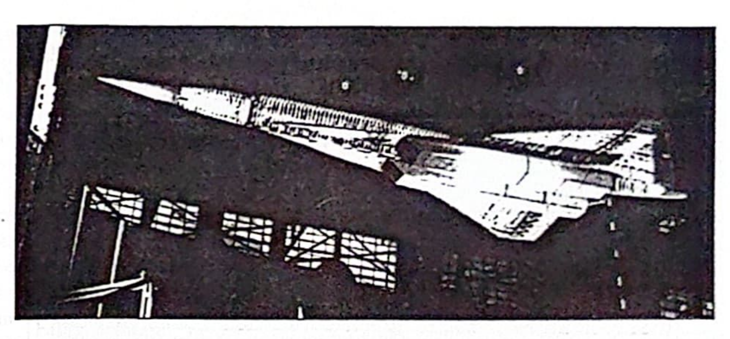
печения безопасности самолета от явлений аэроупругости (флаттера, реверса органов управления), по обеспечению устойчивости контура самолет — система автоматического управления.

Расчетная упруго-массовая модель самолета для расчета на флаттер была разработана в ОКБ с использованием комплекса программ В.Г. Бунькова (ЦАГИ). Расчетами по этой модели были получены формы и частоты собственных колебаний самолета, определены критические скорости флаттера. Экспериментальное исследование флаттерных характеристик было выполнено на серии динамически-подобных моделей. Влияние сжимаемости воздуха на критическую скорость флаттера исследовалось на схематических и конструктивно-подобных моделях в аэродинамической трубе Т-109 ЦАГИ.

Частотные испытания планера на упругой подвеске и системы управления опытного и 2 серийных самолетов подтвердили правильность заложенных в расчеты и модели упругих и массово-инерционных характеристик, правильность определения частотных характеристик самолета.

Серьезные трудности возникли при оценках влияния выпущенного переднего крыла на критическую скорость флаттера. Это крыло, выпускаемое только на режимах взлета и посадки, имело многосекционную конструкцию, было шарнирно закреплено на носовой части фюзеляжа, и, хотя скорости, при которых это крыло находилось в выпущенном положении, были небольшими, необходимо было доказать безопасность такой конфигурации от явлений флаттера. Оригинальная конструкция переднего крыла потребовала и оригинальной конструкции его динамически-подобной модели. Такая модель была спроектирована в ОКБ, изготовлена и испытана в СибНИА (Л.В.Шпак).

Работы по исследованию флаттера и устойчивости системы управления проводились при непосредственном участии со стороны ОКБ О.И. Полтавцевой, В.В. Сулименкова, В.А. Швилкина, Б.Я. Чудаева, В.Н. Паппе, Л.К. Звягина, со стороны ЦАГИ Б.А. Кирштейна, В.В. Лыщинского, Л.С. Попова, Е.И. Соболева.



Модель для испытаний на флаттер

Одним из условий обеспечения безопасности эксплуатации самолетов является серия *опережающих ресурсных испытаний планера.* Эти испытания позволяют выявить критические места конструкции, выполнить соответствующие мероприятия по доработкам конструкции, в случае их необходимости, и обеспечить эксплуатирующие предприятия соответствующей документацией. Нагружение планера в процессе ресурсных испытаний проводится нагрузками по программам, имитирующим режимы типового полета — взлет, полет, посадка. Ресурсные испытания сопровождаются расчетами долговечности критических мест конструкции, эквивалентов между типовым полетом и программой испытаний, а также анализом дефектов, выявленных при испытаниях и в эксплуатации.

Для самолета Ту-144 проблема ресурса и ресурсных испытаний стала наиболее острой по причинам:

1. Общий уровень напряжений определяется не только напряжениями от внешних нагрузок, но и температурными напряжениями, что должно быть учтено при оценках долговечности и длительности роста трещин. Расчетными методами выявить и оценить долговечность этих мест практически невозможно.

2. Для дозвуковых самолетов воспроизведение в лаборатории нагрузок, действующих в полете и при движении по земле, можно «сжать», и цикл на-

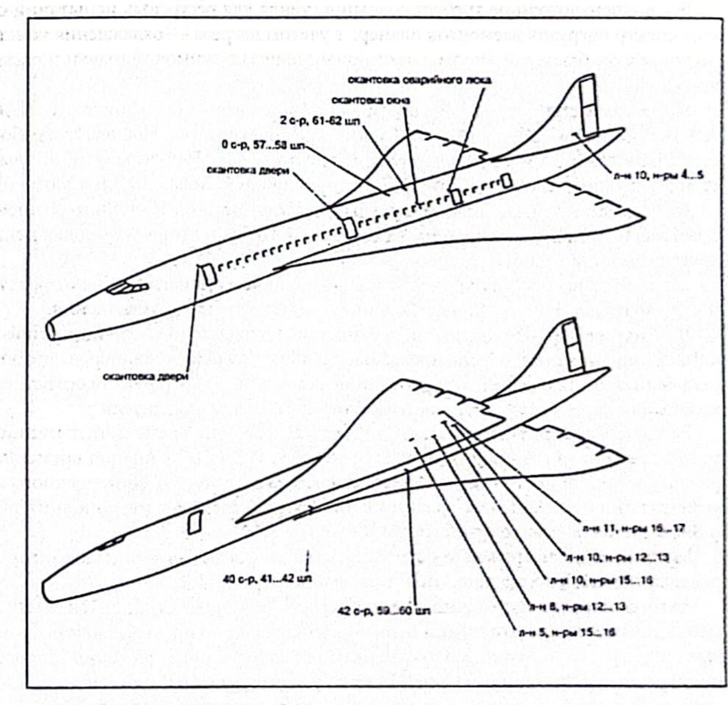


Схема нанесения повреждений в крыле, киле и фюзеляже при испытаниях на остаточную прочность

№ п/п	Наименование агрегата	Расчетный случай	$\%P_{расч}$
1	Фюзеляж в системе самолета	Динамика посадки и полета. Изгиб вверх Динамика посадки и полета. Изгиб вниз	80 78
2	Передняя стойка шасси	"$E_{пзв}$", "$R_{T}+M_{x}$"	100
3	Главное шасси	"$G_{ос}$", "$R_{ев}$"	90
4	Киль в системе самолета	Неспокойный воздух с ПЦА	87
5	Главное шасси, фюзеляж и крыло	"$E_{пзв}$"	74
6	Крыло в системе самолета	"A′"	80
7	НЧФ в системе самолета	Динамика посадки и полета. Изгиб вниз	100
8	ХЧФ в системе самолета	"$A'+P_{во}$"	96

Перечень расчетных случаев для статических испытаний самолета Ту-144

гружения, соответствующий типовому полету, таким образом может быть сокращен до 2–8 мин. Аэродинамический нагрев конструкции, приводящий к температурным напряжениям и деформациям, требует проведения испытаний в масштабе времени, приближенном к реальному. В связи с этим испытания становятся длительными.

3. Для треугольного крыла самолета Ту-144, панели которого находятся в условиях сложного напряженного состояния, отсутствовали методы расчета долговечности и, следовательно, эквивалентов.

Все вышеизложенное требует создания стенда для ресурсных испытаний самолета, воспроизводящего весь спектр нагрузок элементов планера с учетом нагрева — охлаждения конструкции, с имитацией заполнения кессон-баков топливом, с воспроизведением режимов заправки и расхода топлива в течение типового полета.

Проектами стендов, их созданием занимались ведущие специалисты ЦАГИ, СибНИА: А.Ф. Селихов, А.З. Воробьев, К.С. Щербань, С.И. Галкин, А.Д. Лисунов, В.В. Ивлиев. Эта работа находилась под непосредственным контролем Генерального конструктора А.Н. Туполева. От ОКБ участие в работах по созданию стендов принимали А.Р. Бонин, А.П. Ганнушкин, Ф.А. Кочарян, В.В. Сулименков и другие.

В результате проведенных проектных исследований было принято решение построить два стенда — один для испытаний носовой части самолета в ЦАГИ и второй стенд для испытания средней и хвостовой частей самолета в СибНИА.

На стендах воспроизводились условия механического нагружения от воздушных и наземных нагрузок, наддув фюзеляжа внутренним давлением и цикл нагрева — охлаждения.

Для нагрева и охлаждения поверхностей, подверженных аэродинамическому нагреву, применяется конвективный метод, обеспечивающий реальные условия теплопередачи. Воздушный поток вокруг объекта испытаний создавался при помощи вентилятора, который в соответствии с программой прогонял воздух или через воздухонагреватель, или через воздухоохладитель.

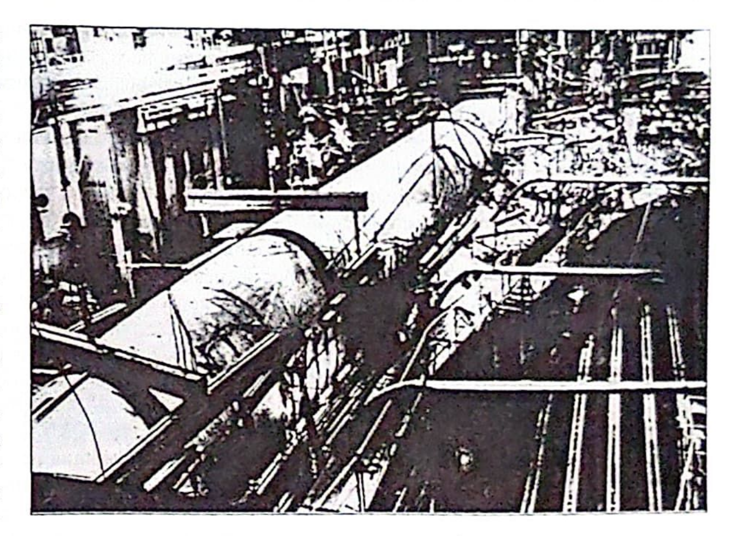
Рассмотрена и реализована возможность сокращения времени испытаний, с целью ухода от реального масштаба времени типового полета, во-первых, за счет сокращения времени, в течение которого эти перепады остаются постоянными, и, во-вторых, за счет поддержания нужного закона нагрева и охлаждения конструкции с сохранением заданных температурных перепадов дополнительного конвективного нагрева и охлаждения элементов конструкции изнутри.

Механическое нагружение осуществлялось гидравлическими силовозбудителями. Всем процессом управляла система автоматического управления нагружением.

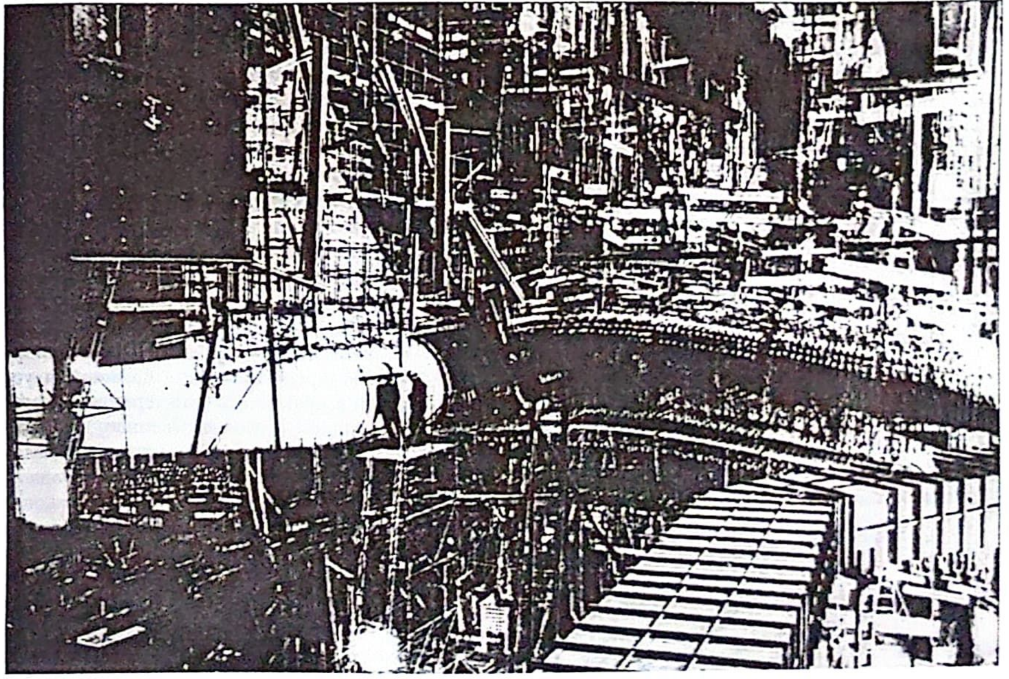
Автоматическая система измерений регистрировала показания тензодатчиков и термопар. Ранее применявшиеся методы измерений с помощью тензодатчиков для самолета Ту-144 не подходили, т.к. не учитывали нагрев конструкции. Поэтому как для измерений напряжений при лабораторных испытаниях, так и при летных испытаниях в СибНИА под руководством А.Н.Серьезнова были разработаны и новые тензодатчики, и новые технологии их монтажа, и новые методики обработки.

С целью сокращения времени выполнения программы, соответствующей одному типовому полету (времени цикла), было осуществлено частичное форсирование процесса нагружения за счет сокращения времени приложения механических нагрузок и некоторого повышения температуры. Однако и при этом время одного цикла нагружения составляло около 40 мин.

Несмотря на принятые меры по сокращению времени испытаний, они все-таки являлись длительными. В связи с этим в целях ускорения выявления возможных конструктивно-технологических дефектов конструкции и обеспечения начала эксплуатации самолета, на двух экземплярах, предназначенных для ста-



Стенд для статических испытаний



Стенд для усталостных испытаний

тических испытаний, соответствующих по конструкции опытному и серийному самолетам, было решено перед статическими испытаниями провести их испытания на усталость по программам, близким к типовому полету, но без аэродинамического нагрева и охлаждения. Эти испытания дали важные результаты. Были получены два разрушения.

Одно — по фюзеляжу от трещины длиной 4 мм в окантовке люка под проблесковый маяк. Образование этой трещины привело к преждевременному разрушению фюзеляжа при статических испытаниях.

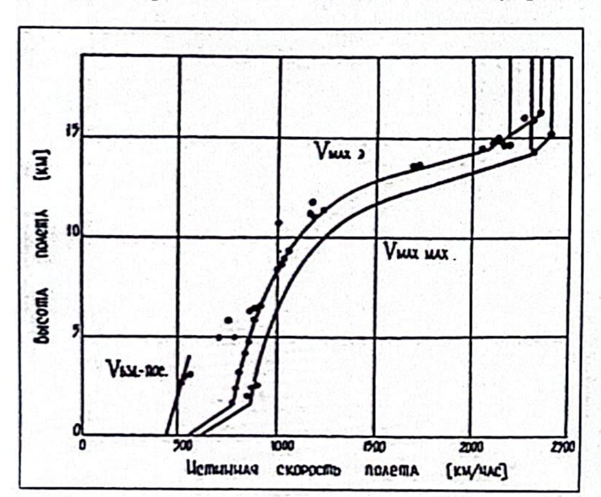
Другое — по отъемной части крыла от вовремя не обнаруженной трещины под узлом крепления бустера управления элевоном к крылу. От этой трещины произошло полное разрушение крыла. Эти разрушения заставили обратить внимание, с одной стороны, на качество материала АК4-1 с позиции его характеристик сопротивления разрушению при наличии трещин, с другой стороны — на вопрос «живучести» в целом, которые позже получили название проблемы допустимости повреждения.

ОКБ совместно с ЦАГИ были сформулированы более жесткие требования к характеристикам материала, в частности, по параметру трещиностойкости K_{1c} и скорости роста трещины усталости.

Большая программа исследований по оценкам безопасности разрушения конструкции была реализована на опытном изделии № 1-03 в лаборатории испытаний конструкции ОКБ после основной программы статических испытаний в ЦАГИ и транспортировки его в ОКБ.

Одной из задач при статических испытаниях была оценка влияния температурных напряжений на несущую способность и снижения прочностных характеристик материала после выдержки его при рабочей температуре в течение 30 000 летных часов. Исследования по этой проблеме проводились как на стандартных образцах материала, так и на большом числе образцов, воспроизводящих реальные конструктивные решения (конструктивные образцы).

Учитывая, что в реальном масштабе времени весь жизненный цикл самолета составляет 30 000 летных часов, был обоснован и использовался специальный параметр термоэкспозиции, позволяющий сократить время испытаний при температуре за счет повышения температур. Таким образом, было установлено влияние длительного нагрева на характеристики материалов и конструкций, определяющие их несущую способность. Это, в свою очередь, позволило обосновать возможность проведения статических испытаний без нагрева, а влияние температур на статическую прочность корректировать по результатам испытаний образцов. Такой подход к доказательству прочности самолета нашел отражение в специально разработанных «Временных нормах летной годности сверхзвуковых пассажирских самолетов».



Предельные режимы, проверенные в летных испытаниях

Из-за ограниченного объема изложения в этой публикации не нашли отражения работы по прочности шасси, отклоняемому носку, переднему крылу, вертикальному оперению, воздухозаборнику, представляющие большой научный и практический интерес, в которых приняли непосредственное участие В.А. Лицкевич, А.Ж. Минкштим, Р.Э. Мазуревич, В.П. Астахов, В.И. Борода и другие.

Значительная часть работ, связанных с решением задач прочности при разработке проекта, при проектировании, при испытаниях, проводилась впервые в истории создания самолета. Некоторые подходы к решению задач прочности были взяты за правило, учтены Нормами, воплощены в методики и программы. На работах по созданию самолета Ту-144 накоплен огромный опыт, воспитались высококлассные специалисты.

Окончательная оценка прочности самолета Ту-144 была проведена в летных испытаниях, в том числе при испытаниях на предельных по прочности режимах. Летные испытания подтвердили характер расчетных нагрузок. Напряжения, замеренные на всех режимах полета и экстраполированные до предельных значений, показали достаточную несущую способность конструкции самолета на всех режимах и этапах полета как при взлете-посадке с выпущенной механизацией, так и в полете с убранной механизацией на дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых режимах.

6. Решение тепловых задач и обеспечение жизнедеятельности пассажиров и экипажа

При проектировании и постройке пассажирского самолета важнейшее место занимает проблема обеспечения в полете необходимых условий жизнедеятельности пассажиров и членов экипажа. Особую важность эта задача приобретает для сверхзвукового самолета. Значительно повышается высота полета (до 20 км), появляется кинетический нагрев обшивки самолета, увеличивается перепад давлений между гермокабиной и атмосферой. Определение конструктивных параметров соответствующих систем защиты и систем теплозащиты, выбор законов регулирования давления в кабинах, расчет и правильная установка элементов подачи и распределения воздуха, определение необходимого уровня надежности элементов и функциональных систем — вот далеко не полный перечень задач, которые встали перед коллективом конструкторов самолета Ту-144.

Проблемы полета на больших высотах и особенно с сверхзвуковыми скоростями, в первую очередь, связаны с влиянием окружающей среды и специфических условий полета на организм человека. Нужно иметь в виду, что при решении этих вопросов на пассажирском самолете необходимо ориентироваться на наиболее слабые группы — детей и людей преклонного возраста.

Для поддержания жизни человеку необходим кислород, который содержится в окружающем нас воздухе. Процентное содержание кислорода в атмосфере можно считать практически постоянным до высоты около 20 км. С увеличением высоты полета атмосферное давление падает, а вместе с ним уменьшается парциальное давление кислорода. Даже у тренированных и здоровых людей (летчиков, спортсменов) без применения специальных средств на высотах более 4,5 км появляется кислородное голодание, которое сопровождается ухудшением деятельности органов слуха и зрения, головной болью, снижением быстроты реакции. Длительное кислородное голодание приводит к обморокам и даже к смерти. Так же опасны и резкие изменения давления в кабинах. Наиболее опасна т.н. «взрывная декомпрессия», которая происходит при внезапной разгерметизации кабины. Резкое снижение давления в кабине за счет выравнивания его с атмосферным давлением приводит к крайне опасным повреждениям, кислородному голоданию, закипанию жидких сред в организме человека. Многочисленные случаи гибели испытателей на заре развития авиации и космонавтики (экипаж стратостата «Родина», экипаж космического корабля во главе с Г. Добровольским и многие другие) указывали на необходимость принятия конструктивных мер для борьбы с этим явлением.

К опасным последствиям для организма человека могут привести изменения температуры и влажности. При низких и высоких температурах нарушается естественная терморегуляция человеческого тела. В первом случае возможно переохлаждение участков тела и обморожение, во втором — перегрев и ожоги.

Путем многолетних исследований было определено сочетание значений давления, температуры, влажности и скорости движения воздуха в кабинах, которое принято считать комфортными для пассажиров:

· Абсолютное давление воздуха в кабинах на наибольшей высоте полета не должно быть ниже 567 мм рт. ст. (эквивалентная высота в кабине не выше 2,4 км), при этом парциальное давление кислорода должно быть не ниже 119 мм рт. ст.

· Скорость изменения давления в кабине по абсолютной величине должна быть порядка 0,18 мм рт. ст. в секунду на всех этапах полета при любых изменениях режима двигателей.

· Средняя температура в кабине должна поддерживаться в пределах 20–22°С. Неравномерность распределения температуры по длине кабины не должна превышать 30°С и 20°С по высоте и ширине кабины.

· Температура любой поверхности, до которой может дотронуться пассажир в кабине, не должна быть выше 60°С.

· Количество «свежего» воздуха, подаваемого в кабину и приходящегося на одного пассажира, должно составлять не менее 35 кг/час.

· Особые требования предъявляются к чистоте воздуха. Учитывая, что «свежий» воздух для подачи в кабины, как правило, отбирается от компрессоров двигателей, установлены следующие предельные концентрации:

для окиси углерода — 0,02 мг/л;
для продуктов разложения топлива и масла — 0,0002 мг/л;
для паров топлива — 0,3 мг/л;
для углекислого газа — 0,1%.

· Общий уровень шума в герметической кабине на всех режимах полета не должен превышать 90 дБ с определенными ограничениями по спектру.

Основным средством обеспечения высотных полетов пассажирских самолетов является применение герметических кабин, спроектированных и рассчитанных на полный срок службы самолета, и комплекса высотного оборудования, который в зависимости от выполняемых функций подразделяется на системы кондиционирования воздуха в кабинах (СКВ), системы регулирования давления в кабинах (СРД), системы регулирования температуры (СРТ), системы теплозащиты (СТ), системы кислородного оборудования (СКО). Для обеспечения заданного уровня надежности все указанные системы выполнены многоканальными и оборудованы встроенными устройствами регулирования и защиты. Подавая холодный или горячий воздух в кабины, можно обеспечить грубое и тонкое регулирование температуры. Как правило, на современных самолетах система кондиционирования воздуха выполняется в виде сложных структур с ясно обозначенным назначением функций: линия обогрева, линия охлаждения, линия регулирования. В зависимости от времени года, режима работы систем, загрузки салонов пассажирами, режима полета в салоны подается необходимое количество воздуха и постоянно поддерживаются комфортные условия для пассажиров.

Казалось, что с такими системами не будет проблем для перехода на сверхзвуковые скорости полета. Но первоначальные попытки прямого переноса известных и хорошо отработанных на дозвуковых самолетах методов и приемов теплозащиты и охлаждения на самолет Ту-144 полностью провалились. С одной стороны, даже с помощью самой сложной вычислительной техники не удалось получить аналитической зависимости для температурного поля кабины сверхзвукового самолета. С другой — применение известных методов приводило к недопустимым увеличениям массы и объемов систем.

Рассмотрим конкретно, в чем состоит отличие условий, в которых работают системы, для дозвуковых и сверхзвуковых самолетов. Типичными режимами для магистральных дозвуковых самолетов являются высота крейсерского полета 8–11 тыс. м, скорость полета 800–950 км/час. При этом температура набегающего потока составляет в среднем 250–260°К (–23...–13°С). Примерно такую же температуру имеет обшивка самолета. Температура воздуха, отбираемого от компрессоров двигателей для системы кондиционирования открытого цикла (эти схемы применяются наиболее широко), колеблется в пределах 250–400°С в зависимости от системы отбора. При этом давление отбираемого от двигателя воздуха составляет 2–4 кг/см².

Типичными режимами сверхзвукового полета являются высота крейсерского полета 18–20 тыс. м, скорость полета 2100–2300 км/час. Температура торможения набегающего потока достигает 415°К (от 150 до 165°С), а температура обшивки достигает 120–130°С. Температура воздуха, отбираемого от двигателей, для работы системы кондиционирования, также возросла до 530–600°С, но давление отбора от последней ступени компрессора упало до 3–3,5 кг/см². Напомним, что для сверхзвукового самолета режим длительного дозвукового полета должен рассматриваться в качестве расчетного.

На сверхзвуковом самолете принципиально меняется структура теплового баланса пассажирской кабины и кабины экипажа. Для самолетов типа Ту-104 и Ту-154 величина тепловой нагрузки отрицательна и составляет на установившемся крейсерском режиме –15 000…–20 000 ккал/час, что означает, что на этом режиме система кондиционирования воздуха должна работать на обогрев. Режим обогрева является типичным для дозвукового самолета. Как следствие, на дозвуковом самолете вопрос теплозащиты решается одновременно с вопросами акустической защиты путем установки небольшой теплоизоляции.

Величина теплопритока от горячей обшивки сверхзвукового самолета типа Ту-144 превышает 50 000 ккал/час. Попытка применения «пассивных» способов теплозащиты, которые заключаются в установке на пути теплового потока слоя теплоизолирующего (плохопроводящего) материала, привела к тому, что толщина теплоизоляции должна быть около 130 мм, масса теплоизоляции более 1000 кг, объем изоляции составил более 50 м³. Для сохранения того же объема кабины потребовалось бы увеличить диаметр фюзеляжа.

Конструкторы ОКБ А.Н. Туполева первыми в мире нашли решение этих непростых инженерных задач. Основой послужили материалы, полученные специалистами ОКБ при работах по беспилотным и гиперзвуковым изделиям. При поиске способов спасения изделия при входе в плотные слои атмосферы конструкторы разработали ряд теплозащитных покрытий, среди которых были те, которые впоследствии в литературе получили название «динамических».

Впервые теплозащита на принципах теплоперехвата была применена для приборного отсека гиперзвукового летательного аппарата «130». На внешней поверхности отсека равномерно по всей площади с помощью фитилей подавалась вода, которая затем испарялась, и пар проходил слой волокнистой изоляции в направлении к внешней обшивке и через пористую обшивку выбрасывался в атмосферу. При этом пар перегревался до температуры 900–1000°С. Комбинированное использование теплоты парообразования и перегрева водяного пара позволяло надежно защитить конструкцию. Система прошла натурные испытания в ЦИАМ при температуре наружной поверхности 900–1000°С и была рекомендована к эксплуатации (авторы Г.А. Стерлин, А.С. Кочергин, В.С. Зоншайн, Н.С. Матвеева). При дальнейших исследованиях была изучена возможность подачи других хладоагентов, в том числе и холодного воздуха. Первая конструкция теплозащиты фюзеляжа с использованием воздуха была испытана в 1962 году (авторы А.С. Кочергин, Г.А. Стерлин, В.С. Зоншайн, И.В. Пономарев, В.А. Пискунов, Н.С. Матвеева). В дальнейшем были разработаны, изготовлены и испытаны более 30 различных вариантов динамических теплоизолирующих устройств, теплозахватывающих испарительных и воздушных систем теплозащиты для контейнера тормозного парашюта, конструкции хвостовой части фюзеляжа (от струи двигателей), горячих агрегатов в зоне двигателей и др.

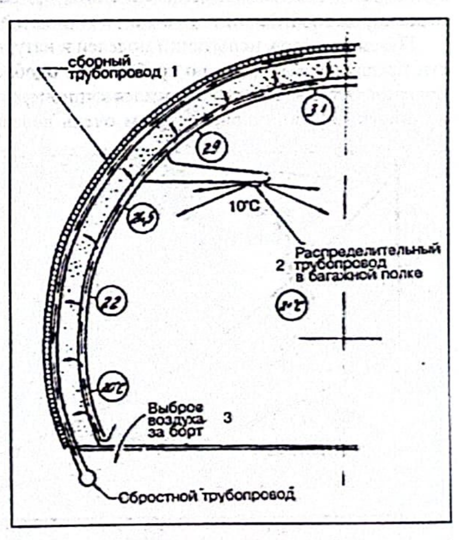


Схема теплоперехватывающей (динамической) изоляции

Особенно хорошие результаты удалось получить с помощью динамической теплоизоляции с применением в качестве хладоагента воздуха, выбрасываемого из пассажирской кабины. Особенностью схемы является то, что из системы кондиционирования холодный воздух поступает в распределительные короба, расположенные у багажных полок. Отбирая тепло из герметической кабины, воздух нагревается до температуры порядка 22–24°С, отсасывается из кабины через пористые стенки и поступает в воздушный канал, через который подается в отсеки радиоэлектронного оборудования. Проходя через слой пористой изоляции, воздух нагревается, отбирая тепло, идущее в кабину. Толщина такой панели не превышает 20 мм. По весовой отдаче система примерно втрое легче аналогичных систем статической теплозащиты.

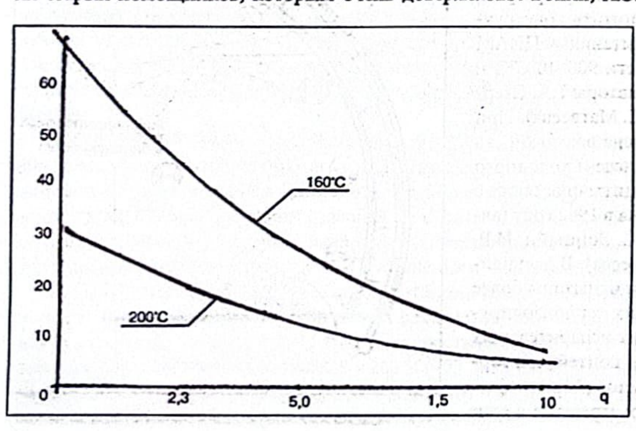
Практически одновременно была разработана и испытана система распределения воздуха в герметических кабинах, позволяющая использовать воздух с отрицательными температурами до –30°С (авторы Г.А. Стерлин, В.Т. Климов, В.В. Дунаев).

На начальном этапе по инициативе ОКБ Туполева была проведена работа по созданию в Одесском технологическом институте пищевой и холодильной промышленности опытного экземпляра бортовой фреоновой холодильной установки. Проведенные в ОТИПХП в 1964–1965 годах лабораторные испытания дали положительные результаты. Этот первый вариант системы кондиционирования воздуха использовался для защиты макета и концепций систем на макетной комиссии. Чуть позже, в январе 1963 года, совместно со специалистами агрегатного завода «Наука», была предложена система воздушного цикла с наддувом (авторы Г.И. Воронин, А.С. Кочергин, Г.А. Стерлин, Я.М. Ицкович, В.Т. Климов, Г.В. Новиков), позволяющая проводить охлаждение воздуха, отбираемого от двигателей с температурой до 600°С, в последовательном цикле до температуры –25°С. Впервые в отечественной практике в системе для охлаждения были использованы топливные теплообменники с буферными зонами. Для отработки системы были привлечены специалисты ЦИАМ. Именно на стендах ЦИАМ были проведены впоследствии государственные стендовые испытания системы.

Указанные изменения привели к существенному изменению роли систем кондиционирования воздуха, которые из систем поддержания комфортных условий для пассажиров на сверхзвуковых самолетах превратились в системы жизнеобеспечения, без которых немыслима работа экипажа и жизнедеятельность пассажиров вообще.

Путем расчетов, испытаний моделей и натурных образцов конструкторы убедились в работоспособности предложенных схем, но требовалось одобрение Генерального конструктора, который, как всегда, с большой осторожностью относился к «пионерским» изобретениям. Сначала он «напустил» на авторов своих старых помощников, которым очень доверял. А.Р. Бонин, А.Э. Стерлин, К.В. Минкнер и, наконец, С.А. Вигдорчик тщательно и придирчиво рассмотрели все материалы и дали положительное заключение. Но А.Н. Туполев потребовал подтверждения в натурных испытаниях.

По его прямому указанию был создан натурный стенд для испытаний систем теплозащиты, распределения воздуха и систем кондиционирования в специально созданной тепловой лаборатории. Развитие экспериментальной базы проводилось специальной бригадой стендов в технологическом комплексе (КОПРИН) под руководством Е.Я. Блинова и Д.М. Кундина.



Изменение теплового потока в зависимости от расхода воздуха

Объектом испытаний стал переоборудованный фюзеляж самолета Ту-134, на котором в соответствующем масштабе была выполнена «динамическая изоляция», установлены необходимые распределительные устройства эжекторного типа, панели интерьера, пассажирское оборудование. В качестве имитаторов пассажиров выступали электрические лампочки мощностью 75 Вт. Устанавливались также имитаторы (нагреватели) оборудования.

Фюзеляж самолета Ту-134 размещался в прямоугольной камере, стенки которой были выполнены из пенополиуретановых панелей. Два распределительных короба сверху фюзеляжа обеспечивали подачу в камеру горячего воздуха от двух нагревателей и воздуходувок. Два короба под фюзеляжем собирали горячий воздух и возвращали его к нагревателям. В камере можно было обеспечить нагрев наружней поверхности фюзеляжа до температуры 160°С и исследовать систему теплозащиты в стационарных условиях. В зимних условиях проверялись условия дозвукового полета.

Одновременно рядом в специальной барокамере, в которой можно было обеспечить высоты до 20 км, была установлена натурная система кондиционирования воздуха самолета Ту-144, которая трубопроводами была соединена с распределительными трубопроводами в кабине самолета Ту-134. Конструкция стенда, через систему шлюзов, позволяла экспериментаторам находиться в фюзеляже или посещать его во время испытаний, реально оценивая создаваемые системами условия. На стендах были проведены тысячи часов испытаний, подтвердивших надежность и высокую эффективность принятых по теплозащите и высотному оборудованию конструктивных решений. Все полученные стендовые результаты были подтверждены в летных испытаниях. Высокое качество исследований отработки систем привело к важному результату, — на самолете Ту-144 практически не было серьезных проблем с тепловой защитой и влиянием кинетического нагрева.

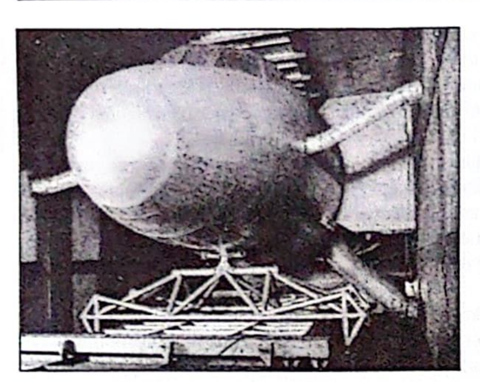
Особенностью системы теплозащиты самолета Ту-144 по сравнению с разработками активных систем, проводимых за рубежом (например, фирмой Боинг), было то, что система самолета Ту-144 обеспечивала перехват тепла на «холодной» стороне, создавая комфортную температуру интерьера и минимальный теплоприток в кабину без большого перегрева выходящего воздуха. Это позволяло использовать этот воздух вторично для охлаждения оборудования и конструкций в негерметичной зоне самолета. Был получен неоценимый опыт проектирования силовых конструкций, работающих в сложных условиях переменных нагрузок и нагрева.

По результатам стендовых и летных испытаний в конструкции теплозащиты и СКВ серийного самолета были внесены незначительные усовершенствования. Так, конструкция динамической воздухопродуваемой изоляции была выполнена в виде отдельных панелей с трубопроводами отбора воздуха в сбросные короба из тонкостенного (0,6 мм) алюминиевого сплава. Были также внедрены новые материалы, в частности воздухопроницаемый слой из финилонового войлока ВТ-4С, введена активная система теплозащиты в хвостовой зоне самолета.

Менее болезненным было внедрение других элементов высотного оборудования, в которых



Строительство теплового стенда. Закатка фюзеляжа самолета Ту-134



Фюзеляж в тепловой камере. Видны трубопроводы подвода и отвода воздуха, шлюз входа в фюзеляж, трубопроводы нагрева

удалось использовать опыт дозвуковых и сверхзвуковых военных самолетов.

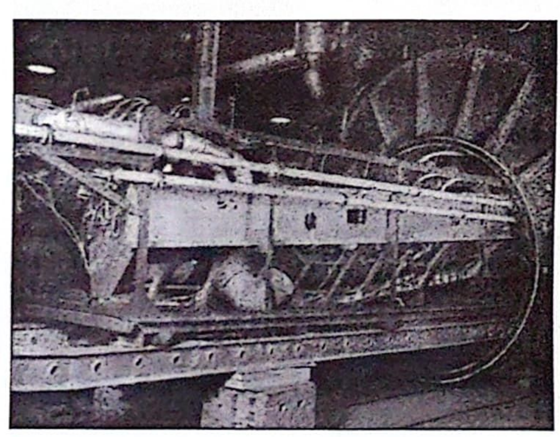
Для проведения испытаний на Ту-144 был рекомендован комплект кислородного оборудования ККО-5, который обеспечивал защиту от гипоксии при всех отказных режимах, при аварийном покидании и спуске на парашюте.

Затем был проведен цикл испытаний в барокамере с макетом люка по аварийному покиданию самолета без катапультных кресел с испытателями ЛИИ. После этого проводились работы по созданию комплекта кислородного оборудования с облегченным высотным снаряжением ККО-ОС-1 (на основе исследований, выполненных в ЛИИ). После проведения полного цикла исследований система внедрена в эксплуатацию для пассажирских перевозок.

Был проведен полный цикл исследований по созданию автоматической системы подачи кислорода для пассажиров на случай разгерметизации салона.

В указанных исследованиях большую работу выполнили специалисты ЛИИ В.М. Евдокимов, А.Т. Зверев, В.К. Кординов, Б.А. Нарциссов, В.А. Шангин.

При создании самолета Ту-144 одной из самых сложных была проблема защиты хвостовой части самолета от выхлопных струй двигателей. Как уже было показано для сверхзвукового самолета, тепловое воздействие оказывает решающее влияние не только на выбор материалов, но и на компоновку самолета, выбор траектории и режимов полета. Тогда, более тридцати лет назад, эта проблема впервые встала перед коллективом конструкторов, и в первую очередь перед небольшим коллективом, который возглавлял В.А. Андреев. Как выяснилось, никто этим вопросом раньше не занимался. Компоновки самолетов других авиационных фирм у нас в стране, например СУ или МИГ, имеющих горячие выхлопные струи, таковы, что струи не взаимодействуют с конструкцией. Самолеты других авиационных фирм, делающих пассажирскую и грузовую авиацию, не имеют горячих выхлопных струй, нагревающих конструкцию. Космической технике также удалось избежать этой проблемы. Для самой ракеты струя всегда сзади. Остается стартовый стол, который подвергается воздействию струи, но совсем иное взаимное расположение струи и конструкции определяет особенности расчета, которые невозможно напрямую применить для расчета хвостовой части самолета. Использование струй для управления аппаратами в космосе ставит сходные по взаимному расположению объектов задачи, но параметры этих струй (геометрические и теплофизические) из-за условий космоса резко отличаются от струй, истекающих из сопел двигателей самолетов.



Установка опытного образца системы кондиционирования воздуха в барокамеру

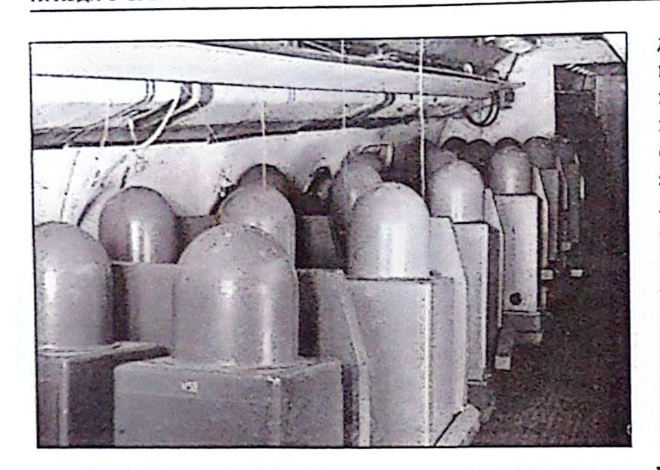
Поскольку не ставилась проблема, то и не было ее готового решения. Ситуация

усугублялась тем, что температура поверхности регулярной конструкции (исключая зоны с повышенной тепловой нагрузкой) в полете со сверхзвуковой крейсерской скоростью M=2 близка к допустимой на алюминиевые сплавы (кстати, для самолета «Конкорд» не было проблем с нагревом хвостовой части двигателя от струи, т.к. его двигатели расположены значительно дальше от фюзеляжа, чем на самолете Ту-144). Сначала предполагалось, что самолет Ту-144 будет летать с крейсерской скоростью M=2,35, что соответствует температуре обшивки 140°C. Однако применение на самолете воздушно-реактивных двигателей большой тяги привело к росту скорости и температуры в струе, увеличению диаметра сопла и усилению силового и теплового воздействия на хвостовую часть фюзеляжа. Пакетное расположение всех четырех двигателей (радиус сопла каждого двигателя 0,85 м и температура ядра струи 150°C) усугубило ситуацию. Такой вариант расположения двигателей наиболее опасен с точки зрения возможного перегрева конструкции, поскольку обшивка оказалась в непосредственной близости от струй. Под руководством к.т.н. Г.Т. Кувшиновой было развернуто масштабное экспериментальное и теоретическое исследование струйных течений и процессов взаимодействия струй с конструкцией. В полетах был зафиксирован значительный перегрев конструкции хвостовой части фюзеляжа практически по всей длине, начиная от среза сопла двигателей. Максимальная измеренная температура конструкции достигала 360–450°C, что было недопустимо даже для титановой конструкции, тем более находившейся под значительной нагрузкой. Для защиты от воздействия струй на хвостовую часть фюзеляжа был установлен теплозащитный экран, состоящий из титанового листа и теплоизоляции из базальтового волокна. Внутри хвостовой части фюзеляжа были установлены испарительные панели для охлаждения силовой конструкции.



У пультов управления тепловыми испытаниями. М. Мошкин, Г. Стерлин, А. Кочергин, В.Климов (за пультом) , И. Пономарев, В. Нуждин, Э. Брук

В дальнейшем, по многим соображениям, проектная скорость крейсерского полета самолета Ту-144 была снижена до скоростей, соответствующих числу M=2,2, и необходимость в титановой конструкции отпала. Первый серийный Ту-144 был выполнен уже практически целиком из алюминиевого сплава, за исключением мотогондол и отдельных силовых элементов. Для исключения непосредственного касания струями алюминиевой конструкции хвостовой части фюзеляжа двигатели в спарке были значительно отодвинуты от фюзеляжа. Каково же было удивление тепловиков, когда выяснилось, что, несмотря на такое значительное изменение конструкции, нагрев, хотя и менее значительный, все же имел место. Зона максимального нагрева переместилась с нижней образующей фюзеляжа на образующую, расположенную под углом примерно 45°. Избавиться от экранов не удалось, и на всех сериях самолетов Ту-144 теплозащитные экраны на хвостовой части фюзеляжа были сохранены. Для постоянного контроля за температурой хвостовой части фюзеляжа с правого и левого бортов в зонах максимального нагрева были установлены приборы с выводом на пульт бортинженера. При превышении показания прибора 140°C следовало снижать режимы работы внутренних двигателей. Исследования показали, что воздействие струи не ограничивается только конвективным нагревом (нагревом через непосредственное касание струей конструкции). Значительную добавку в общий тепловой баланс вносят лучистые потоки от струи и сопла. Стало очевидно, что необходимо достаточно точно рассчитывать геометрические и теплофизические параметры струи, определять положение струй относительно фюзеляжа, рассчитывать взаимо-



«Первые пассажиры» сверхзвукового самолета — имитаторы тепловыделения на стенде

действие струй между собой и с набегающим потоком. Также надо правильно определять лучистый тепловой поток от струи и стенок сопла на обшивку фюзеляжа. Без овладения этим инструментом невозможно было двигаться дальше. Если выражаться точнее, этот инструмент, который позволил бы решить поставленные задачи, предстояло еще создать. В отсутствие надежных расчетных методик единственным источником знаний о температуре конструкции был эксперимент. Вряд ли был еще один самолет из созданных ОКБ Туполева, на котором бы проводилось столько различных экспериментов, включая и последний комплексный эксперимент в качестве летающей полномасштабной модели Ту-144ЛЛ. Хвостовой части всегда уделялось особо пристальное внимание. Из ста экспериментальных точек, в которых замерялись температуры в разных теплонагруженных зонах каждого самолета, не менее двадцати приходилось на хвостовую часть. Но все эти замеры фиксировали лишь суммарный результат воздействия различных тепловых источников: аэродинамического потока, струи, сопла, собственного излучения конструкции. Необходимо было их как-то разделить. И вот в 1970 году по заданию ОКБ Туполева Центральным институтом авиационных моторов на экспериментальном самолете были проведены единственные в своем роде, уникальные замеры непосредственно лучистых потоков от струй при гонках двигателей на стоянке самолета в ЖЛИиДБ. От АНТК разработкой эксперимента и анализом результатов занималась Р.И. Крюкова. Эксперимент явился основой для проверки первой приближенной методики для расчета тепловых потоков от струй. Измерение направленного и полусферического излучения проводилось в трех сечениях по длине струи. Измерения лучистых потоков в направлении, перпендикулярном вертикальной плоскости, проходящей через ось струи, проводились как на уровне оси, так и на различных высотах от нее (выше или ниже). Проводились также измерения полусферического излучения, вперед и назад параллельно оси струи, и направленного излучения радиометром, нацеленным на сопла силовых установок. В процессе эксперимента получены зависимости полусферических и направленных лучистых потоков по длине струи. Результаты измерений направленных лучистых потоков в трех направлениях относительно оси струи (перпендикулярно оси струи и на центры сечений сопел двигателей 1 и 2) показали, что лучистые потоки от стенок сопла одного порядка с потоками от газа или несколько их превышают. Была получена зависимость полусферического лучистого потока от расстояния в направлении, перпендикулярном плоскости, проходящей через ось струи, и оценена степень поглощения излучения от дальних струй ближними. К сожалению, экспериментальное оборудование было далеко от совершенства. Разброс экспериментальных данных (относительно среднего уровня) в отдельных случаях доходил до 33%. Было проведено сравнение экспериментальных и расчетных данных. Расчет проводился по упрощенной методике, когда реальная струя заменялась конусом, моделирующим ядро струи (ядро струи представляет собой область, где концентрация выхлопных газов практически не меняется в процессе распространения струи). Сравнение результатов показало, что расчетные данные превышают средний уровень экспериментальных данных на 30%. Ни проведенный эксперимент, ни поверочный расчет не отвечали требуемой точности, и исследования были продолжены. В 1976 году была разработана и выполнена программа полетов самолета Ту-144 для детального исследования влияния различных режимов работы двигателей при разных скоростях полета на тепловой режим конструкции хвостовой части фюзеляжа, находящейся в зоне воздействия выхлопных струй двигателей. Самолет был снабжен термопарами в количестве 24 штук для замера температуры обшивки и шестью комбинированными гребенками (по три на каждом борту) для замера газодинамических параметров струи на расстоянии до 300 мм от фюзеляжа. В период с сентября 1975 года по февраль 1976 года было проведено 13 полетов с фиксированными площадками по числу Маха и режимам работы двигателей. Диапазон изменения чисел Маха от 1,2 до 1,95 и секторов газа двигателя от 90 до 115°. При этом на каждой площадке четко фиксировались высота, скорость полета, температура среды (температура торможения), температура конструкции, параметры струи, режимы работы двигателя. Чтобы оценить влияние струй наружных двигателей при постоянном положении секторов газа внутренних двигателей, ступенчато перемещались сектора газа наружных двигателей. Проводились замеры при разворотах самолета в горизонтальной плоскости с углом крена 30°. От теплового отдела этой работой занимался В.П. Погостин. Полученный фактический материал дал распределение температур по длине хвостовой части фюзеляжа и выявил максимум нагрева в районе 114-го шпангоута, где температурный пик сохраняется на всех режимах испытаний. Температурные кривые, описывающие тепловую картину в зоне ближних к фюзеляжу термонасадок гребенок, имеют тот же характер распределения температур с максимумом в зоне 114-го шпангоута (порядка 5 м от среза сопла), причем уровень температур газового потока или равен, или на 20–40°С ниже температуры конструкции. То, что температура поверхностных слоев струи ниже температуры конструкции, подтверждает сделанный ранее вывод о нагреве конструкции излучением от струи и сопла.

Разработчики систем кондиционирования (Я. Ицкович, Г. Хомутов)

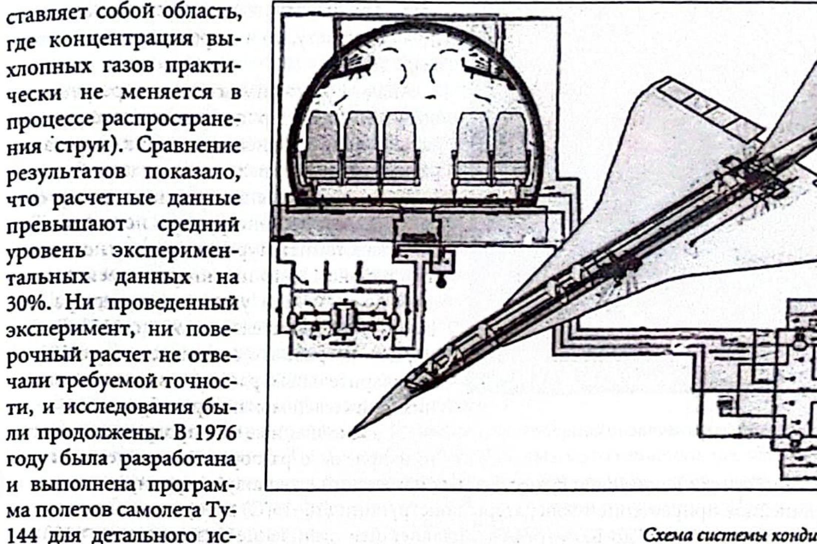
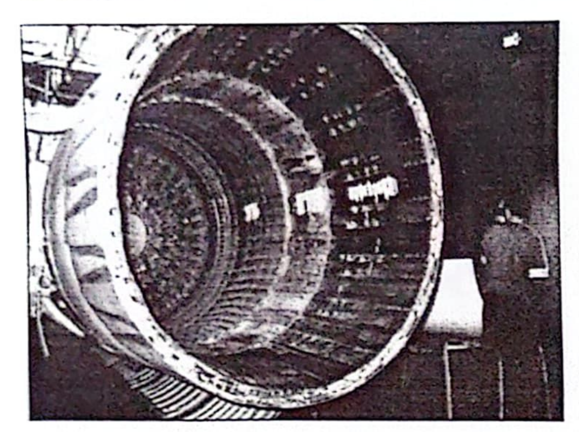


Схема системы кондиционирования воздуха

Дальние (расположенные ближе к ядру струи) термонасадки гребенок зафиксировали совсем иной характер распределения температур. На всех режимах полета температуры струи значительно превышали температуры конструкции, максимальные температуры наблюдались в районе 109-го шпангоута (порядка 2,5 м от среза сопла), плавно снижаясь вниз по потоку. Превышение температуры потока над температурой конструкции в зоне 109-го шпангоута достигало 200°С. Побочным результатом эксперимента явилась температура окружающей среды. В отличие от принятой в стандартной атмосфере постоянной температуре –56,5°С, на высоте больше 11 километров замеренная температура изменялась от –68°С до



Вид форсажного сопла после огневых испытаний (метод термокрасок)

–48°С (температуры менялись не только от полета к полету, но и в пределах одного полета).

Анализ экспериментальных результатов позволил сделать ряд полезных выводов для дальнейшего уточнения методик расчета параметров струи и излучения от нее:

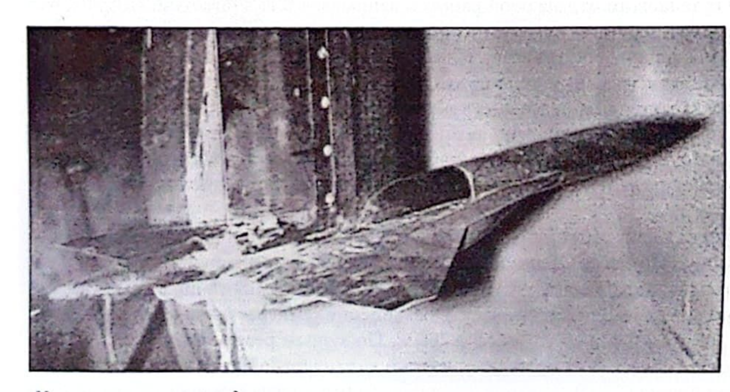
1) степень влияния внешних двигателей на температуру конструкции невелика. Так, добавка к температуре теплозащитного экрана в районе 114-го шпангоута изменяется от нуля до 10°С при увеличении сектора газа 1-го и 4-го двигателей от 90 до 115°. В суммарном нагреве это составляет около 10%. В предварительных расчетах влиянием внешних двигателей можно пренебречь;

2) выполненные по программе испытаний полеты с разворотом самолета в горизонтальной плоскости не внесли каких-либо существенных изменений в тепловую картину;

3) наблюдалось линейное приращение температуры конструкции (10–15°С) при увеличении сектора газа на 5° в диапазоне значений от 90 до 105°, тогда как дальнейшее увеличение сектора газа до 110° вызывает резкий рост температуры (прирост составлял 50°С);

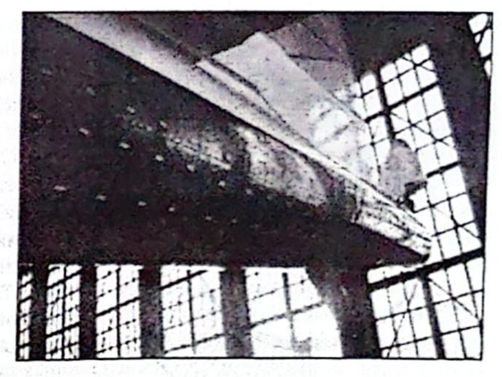
4) выхлоп двигателей оказывает влияние уже при сравнительно малых скоростях полета. Так, при *M*=1,2 и секторе газа 110° температура экрана превышала температуру торможения на 20°С. Рост числа Маха полета увеличивает степень догрева конструкции струями. При числе *M*=1,8 превышение температуры экрана над температурой торможения составляет 100°С.

Данные летного эксперимента также сравнивались с расчетом. В связи с технической сложностью тепловые потоки в полете не измерялись, что не позволило сравнить непосредственно экспериментальные и расчетные данные. Но была проведена косвенная оценка интенсивности нагрева по полученным в эксперименте и рассчитанным температурам конструкции, что, естественно, внесло дополнительную неопределенность и в без того не очень ясный теплофизический процесс. В итоге расчет и летный эксперимент показали еще худшую сходимость результатов, чем при гонках на земле. Расчетные максимальные температуры были получены в зоне 107-го — 110-го шпангоутов (против 114-го в эксперименте), уровень расчетных температур оказался выше замеренных, плохо совпадал характер изменения температур по длине фюзеляжа. В расчете (после 110-го шпангоута) он оказался монотонно падающим, в эксперименте был замерен еще один пик температуры в районе 122-го шпангоута.



Испытания тепловой модели

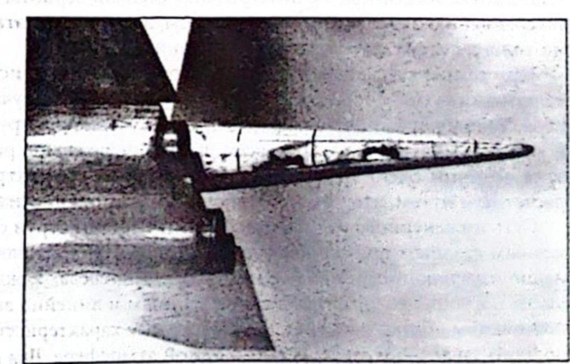
Было принято решение о внедрении методик и программ, учитывающих сложные пространственные течения и процессы излучения и поглощения энергии в газах.



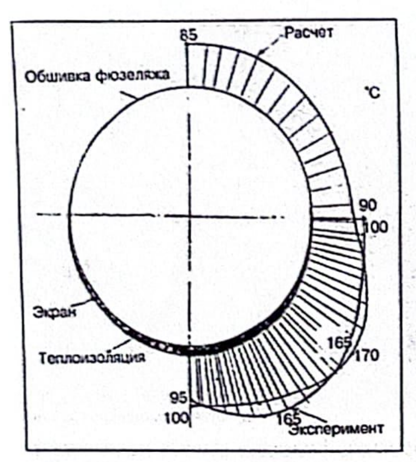
Самая теплонапряженная зона самолета Ту-144 (требует установки экранов)

Наша конечная цель — определение температуры конструкции, а все другие получаемые в процессе расчета величины — это граничные условия, т.е. факторы воздействия, которые придают данной конкретной задаче индивидуальность. Распределение температуры по обшивке хвостовой части фюзеляжа, так же как и в любом другом твердом теле, описывается дифференциальным уравнением в частных производных второго порядка параболического типа. При простых граничных условиях, типа постоянной температуры, уравнение имеет аналитическое решение. В реальной ситуации мы имеем дело со сложными граничными условиями, каждое из которых является самостоятельной задачей. Поэтому в общей постановке задачу определения температуры хвостовой части фюзеляжа решить не удалось, и был принят ряд допущений. Так как изменение лучистых потоков вдоль фюзеляжа существенно меньше их изменения по периметру, можно пренебречь перетеканием тепла вдоль фюзеляжа. При малой толщине обшивки ее температуру можно считать постоянной по толщине. При сделанных допущениях распределение температуры по периметру фюзеляжа определяется одномерным уравнением теплопроводности, объединенным в одно выражение с граничными условиями. Для конкретизации граничных условий встает задача определения параметров струи.

В основе определения параметров газа, возникновения и распределения тепла в нем лежат законы сохранения массы движущегося газа, переноса количества движения и баланса энергии. Законы движения вязкой жидкости или газа, представленные в виде нелинейных дифференциальных уравнений, составляют систему Навье-Стокса. Решив систему, можно найти величину скорости, давления или температуры в любой точке струи. Для решения этой системы даже в частной постановке требуются вычислительные машины высокого уровня. Во времена создания Ту-144 таких машин не было. Тепловики прошли длинный путь, заимствуя, совершенствуя и создавая новые методики, постепенно приближаясь к схеме, наиболее полно отражающей картину течения. Первые расчеты струй были проведены по методике Абрамовича (ЦИАМ), затем была применена методика Прудникова для дозвуковых режимов и методика Лисичко (НИИАС) для сверхзвуковых режимов. Значительные результаты были получены при совместной работе с МАИ (Е.Н. Бондарев). Его аспиранткой и сотрудницей теплового отдела С.А. Муслаевой была разработана методика расчета трех взаимодействующих между собой струй, две из которых соответствуют струям двигательной установки. Средняя струя формируется межгондольным пространством, ограниченным сверху фюзеляжем, а с боков — стенками мотогондол. Расчетным исследованием обнаружены новые свойства течения, такие как образование и рост «языка», который боковые струи выбрасывают в область ядра средней струи, образование и рост перемычки между боковыми струями, которая разбивает среднюю



Иногда испытания заканчивались и так... (прогары на опытном образце)



Сравнение расчетных и экспериментальных температур в самом напряженном тепловом сечении

струю на две части, перетекание в перемычку горячего газа из ядер боковых струй и т. д. Учет этих особенностей течения мог бы сблизить расчет и эксперимент.

Следующим шагом на пути от струи к фюзеляжу является расчет излучения струи от ядра на поверхность слоя смешения. Сверхзвуковые струи горячих газов, истекающие из сопел реактивных двигателей, имеют сложную структуру. В результате взаимодействия со сносящим сверхзвуковым потоком искривляется ее траектория и меняется температура внешних слоев струи из-за смешения с окружающим воздухом. Таким образом, условно струю можно разделить на ядро (зона постоянных параметров) и слой смешения, где параметры струи (температура, давление, концентрация выхлопных газов) постепенно меняются от параметров ядра до параметров внешнего потока. Перенос излучения в поглощающе-излучающем слое газа описывается уравнением интегродифференциального вида и в точной постановке требует учета трехмерности задачи по распределению параметров в газе. Интегрирование проводится по всему излучающему объему, что представляет большие трудности даже с использованием ЭВМ, поэтому очередным этапом в методических разработках ЦИАМа по расчету лучистых потоков явился инженерный метод расчета полусферических лучистых потоков тепла на границе газовой струи при использовании уравнения переноса излучения применительно к цилиндру бесконечной длины (автор Д.А. Рекин). Основанием для применения этого уравнения является слабое и монотонное изменение параметров вдоль струи. Распределение параметров по радиусу струи и спектральный состав излучения при этом могут быть произвольными. Указанные возможности методики позволили, наконец-то, учесть влияние слоя смешения.

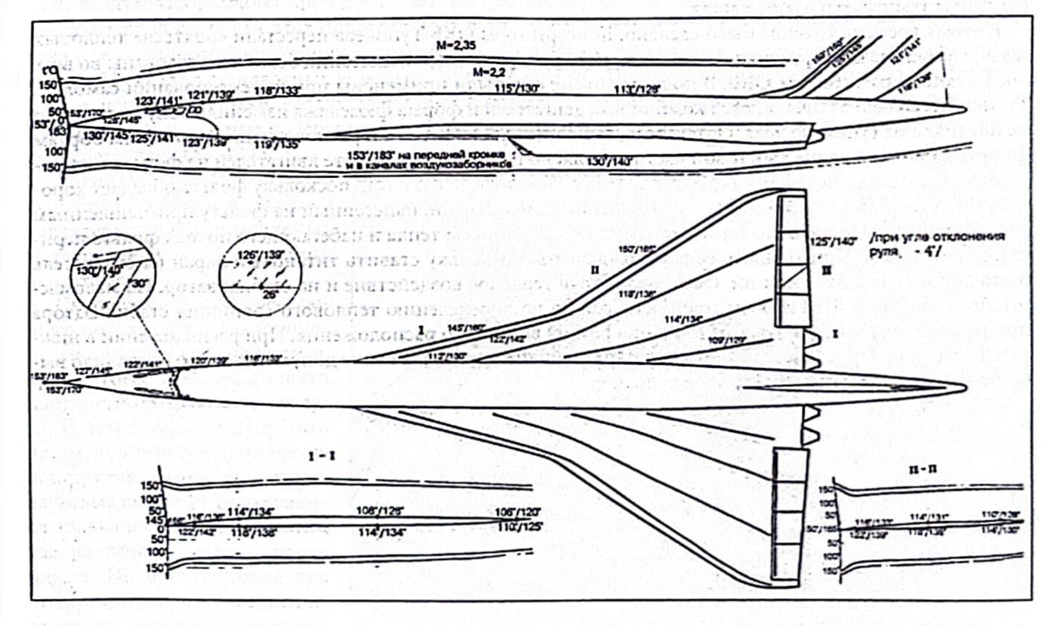
Процессы теплового излучения и поглощения газов характеризуются рядом особенностей по сравнению с излучением твердых тел. Твердые тела имеют сплошные спектры излучения. Газы излучают и поглощают энергию в определенном интервале длин волн (узких полос). Поглощение и излучение энергии газами всегда протекает в объеме. Спектр излучения газов, помимо их природы, зависит от температуры и давления, а высота полосы — от толщины газового слоя. Ввиду того, что газы обладают селективным поглощением, их интегральная степень черноты (способность излучать и поглощать энергию по сравнению с абсолютно черным телом, для которого эта величина равна единице) даже при бесконечно толстом слое газа всегда меньше единицы.

При температурах, достигаемых в струе, основными источниками теплового излучения являются углекислый газ (CO_2) и водяной пар, поглощающие и излучающие энергию в инфракрасной области спектра. Таким образом, чтобы рассчитать излучение от струи, надо знать концентрацию углекислого газа и воды в выхлопных газах во всем диапазоне режимов работы двигателя. Экспериментальные данные этих величин очень ограничены. Как правило, концентрации излучающих компонент определяются расчетным путем, что уже на первом этапе расчета вносит погрешность.

Суть инженерного метода расчета излучения от струи состоит в следующем. Струя заменяется бесконечным газовым цилиндром с постоянными теплофизическими характеристиками внутри ядра и линейно изменяющимися в слое смешения. В пределах каждой спектральной полосы объемный коэффициент поглощения принимался постоянным и линейно зависящим от парциального давления газа при постоянном общем давлении. Спектральные характеристики излучающих газов выбирались из условия полного давления в струе, равного одной атмосфере. Для режимов полета на большой высоте это допущение вносило большую погрешность. Ввиду низких значений общего и парциальных давлений в струе на высотах более восьми километров, экранирующим эффектом слоя смешения можно пренебречь. Это

обстоятельство дает возможность использовать приближенную методику, рассчитывающую излучение только от ядра, но с учетом реальных характеристик спектра в зависимости от давления в струе. Расчет потоков сводится к определению интегральной степени черноты газа в зависимости от общего давления в струе, парциальных давлений излучающих компонент, размера ядра и статической температуры газа. Максимальные расчетные значения потоков на поверхности струи получились в зоне 107-го шпангоута фюзеляжа и на взлетном режиме были порядка 30 кВт/м², а на крейсерском режиме около 7 кВт/м². Поскольку струя отдалена от фюзеляжа, не весь этот поток попадет на конструкцию. Прежние экспериментальные исследования позволили оценить степень ослабления потока на пути от струи к конструкции.

Максимальное количество тепла излучается струей в направлении нормали к поверхности. В каждом расчетном сечении положение и размеры площадок на обшивке были выбраны так, чтобы нормаль к площадке совпадала с направлением на ось внутреннего двигателя. Знания, накопленные на долгом пути к истине, позволили принять некоторые допущения. Поскольку внешние струи полностью или частично затеняются внутренними струями, было принято, что 3/4 излучения затененной части струи поглощается внутренней струей и только 1/4 часть достигает поверхности. Лучистый поток, падающий на поверхность фюзеляжа, убывает обратно пропорционально расстоянию от оси струи. Тепловой поток к нормально-ориентированным площадкам брался без дополнительной поправки. Для всех остальных вводилась поправка с учетом косинуса угла между нормалью к рассматриваемой площадке и направлением на площадку из центра струи. Тепловой поток к поверхности струи был рассчитан от струи в виде бесконечного цилиндра. На самом деле струя конечна. На срезе сопла струя представляется полубесконечной, поэтому полученное значение потока нужно разделить пополам. На большом расстоянии от среза сопла струю можно считать бесконечной. Промежуточные ситуации удалось учесть, считая, что к рассматриваемому сечению на расстоянии X от среза сопла с одной стороны примыкает цилиндр длиной X, а с другой стороны — полубесконечная струя. С учетом степени черноты обшивки к конструкции



Общая схема распределения температур на поверхности самолета Ту-144

в зоне 107-го шпангоута подходит 9 кВт/м² и 2 кВт/м² на взлетном и крейсерском режимах соответственно, т.е. поток снизился почти в четыре раза.

В отличие от струи, внутренние стенки сопла излучают энергию во всем диапазоне длин волн, поэтому излучение от сопла вносит существенный вклад в нагрев конструкции, несмотря на относительно низкую (по сравнению со струей) температуру внутренних стенок сопла. Поглощение этого излучения струей незначительно (в пределах узких полос спектра) и в первом приближении может не учитываться. Чтобы избежать необходимости решать сложную пространственную задачу об излучении внутренних стенок сопла, заменяем излучение от стенок излучением от плоского диска с той же температурой и степенью черноты, что и стенки сопла, помещенного на срезе сопла. В такой постановке задача решается аналитически при условии расположения нагреваемой конструкции перпендикулярно плоскости сопла. Произвольная ориентация конструкции учитывается поправочными коэффициентами. Основная погрешность, вносимая в расчет потоков от стенки сопла, заключается в отсутствии достоверной температуры этих самых стенок. Сотрудниками теплового отдела проводились замеры температур конструкции сопла с помощью термоиндикаторов, фиксирующих только максимальную температуру конструкции. Установка термопар на движущихся элементах конструкции невозможна, следовательно, отсутствует информация по времени полета. Недостающие данные определялись приблизительным расчетом. Максимальные тепловые потоки от сопла приходятся на зону 108-го шпангоута. В проведенном расчете конструкции в зоне максимального нагрева учитывались потоки от струи и сопла, теплообмен с внешним потоком и излучение обшивки в окружающую среду. Поскольку (за неимением другой) в расчете использовалась модель цилиндрической струи, в расчете не учитывалась новая геометрия струй, полученная при рассмотрении взаимодействия трех струй. Тем не менее получен примерно одинаковый уровень рассчитанных и измеренных температур, но отмеченное выше расхождение в месте реализации максимального потока, естественно, отразилось и на температуре конструкции. Также не получен и второй максимум температур в зоне хвоста.

К этому времени главное было сделано. Конструкторы ОКБ Туполева перестали «бояться» тепловых задач. Принятые конструктивные решения, методики расчетов и испытаний были использованы во всех последующих разработках ОКБ. В полном объеме они были применены при проектировании самолета Ту-160. Несколько отличающаяся компоновка двигателей и форма фюзеляжа изменили зону нагрева, но не повлияли на существо дела. Обтекатель, выполненный из КАСТа и расположенный по обоим бортам фюзеляжа по всей длине хвостовой части, регулярно подгорал при работе двигателей на форсажных режимах. Для снижения температуры обтекателя он был оклеен фольгой, поскольку фольга обладает хорошей отражательной способностью. К сожалению, липкий слой, нанесенный на фольгу промышленным способом, был недостаточно термостойким, и под действием тепла и набегающего потока фольга периодически слетала. Приходилось ее восстанавливать, поскольку ставить титановый экран на обтекатель было дороже, да и вес лишний. Оказывали струи тепловое воздействие и на стабилизатор. На маломасштабной модели в ЦАГИ была проведена работа по определению теплового состояния стабилизатора при различных углах его отклонения и при разной высоте его расположения. При расположении в нижней части киля или на фюзеляже температура стабилизатора была выше допустимой. Это позволило выбрать оптимальное конструктивное решение.

7. Силовая установка сверхзвукового пассажирского самолета

Быстрое развитие аэро- и газодинамики, прогресс в практическом применении газовых турбин, появление в 40-е годы дозвуковой реактивной авиации, а в 50–60-е годы — военных сверхзвуковых самолетов (в том числе сверхзвуковых бомбардировщиков Ту-22 и Ту-128) сделали актуальным создание сверхзвукового пассажирского самолета, способного вдвое сократить время дальних перелетов.

Крейсерское число *М* для СПС в Европе и в нашей стране было выбрано на уровне M=2–2,2, с тем чтобы сохранить для основной конструкции самолета возможность применения хорошо освоенных алюминиевых сплавов.

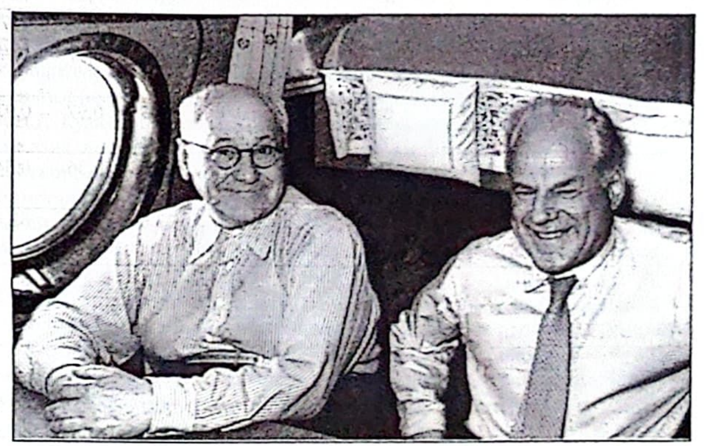
Создание сверхзвуковой силовой установки (СУ) является одной из наиболее сложных проблем при проектировании любого сверхзвукового самолета, так как условия сверхзвукового полета существенно влияют на рабочий цикл и конструкцию основных элементов СУ: двигателя, воздухозаборника, реактивного сопла, топливной, масляной и других систем. Кроме того, для СПС появляются дополнительные требования по повышению уровня надежности и экономичности, увеличению ресурса, выполнению экологических требований и норм. В связи с этим создание СУ СПС потребовало решения большого комплекса аэродинамических, конструктивных, технологических и эксплуатационных задач для возможной оптимизации всех аспектов создания конкурентоспособного самолета.

Аэро- и газодинамические особенности сверхзвукового обтекания СУ

При торможении воздуха в пограничном слое (от трения) или перед препятствием (передней кромкой, воздухозаборником) происходит его нагрев, пропорциональный квадрату скорости полета. При сверхзвуковой скорости этот подогрев достигает значительной величины, например при M=2,2 подогрев в зоне полного торможения достигает $\Delta t_{торм}$=209,5°С и температура заторможенного воздуха на высоте Н=11 км в стандартных условиях будет равна 153°С. Практически такую же полную температуру имеют передние кромки, воздух, входящий в воздухозаборник, поверхности канала и передней части двигателя. На наружных поверхностях самолета, отдаленных от передних кромок, температура снижается и составляет 110–130°С.

Такой уровень температур существенно влияет на выбор и характеристики применяемых материалов, а также на работу двигателя.

Скоростной напор набегающего потока также пропорционален квадрату его скорости и, кроме того, пропорционален плотности обтекающего воздуха. С тем чтобы не допустить чрезмерного роста нагрузок на конструкцию самолета, сверхзвуковые скорости разрешаются только на больших высотах, где плотность воздуха сильно падает. Но происходящее при этом значительное повышение степени аэродинамического



А.Н. Туполев и К.В. Минкнер

сжатия, т.е. отношения давления торможения воздуха перед двигателем к атмосферному давлению, вызывает соответствующее увеличение отношения давлений газа перед соплом к атмосферному до величин 12–20. Для сравнения укажем, что на дозвуковых скоростях это отношение равно 2–4, при котором простое сужающееся сопло является практически оптимальным. Во избежание значительных потерь тяги и экономичности СУ при больших перепадах давлений, необходимо применение сверхзвукового сопла, имеющего вначале сужающуюся часть, а затем расширяющуюся.

Важнейшая особенность сверхзвукового обтекания тел и торможения потока перед препятствием заключается в том, что поток не может заранее растекаться перед препятствием и плавно его обтекать, как это происходит при дозвуковых скоростях. Причина этого явления в том, что волна возмущения (давления) от обтекаемого тела, деформирующая (подготавливающая) поток, распространяется вперед со скоростью звука (и не может предупредить набегающий поток о препятствии). Поэтому сверхзвуковой поток как бы «натыкается» на тупое препятствие, в результате чего в потоке перед телом образуется прямой скачок уплотнения (ударная волна), в котором сверхзвуковая скорость резко (скачком) переходит в дозвуковую скорость с большой потерей энергии, растущей с увеличением числа *М*.

Эти потери значительно снижаются установкой перед входом в канал тонкого многоступенчатого клиновидного тела, постепенно тормозящего и поворачивающего сверхзвуковой поток в косых скачках уплотнения (см. раздел «Воздухозаборник»). Степень совершенства процесса торможения принято оценивать коэффициентом восстановления полного напора, обычно обозначаемого «σ» (или «ν»), равным отношению абсолютного полного давления в канале к идеальному, вычисленному для условия полного отсутствия энергетических потерь при торможении потока. Для наглядного представления о влиянии на работу СУ числа *М*, σ и высоты полета в таблице приводится ряд примерных величин.

Параметр	Обозна-чение	Размер-ность							
Высота полета	H	км	0	9	11	11	16	18	20
Давление атм.	p	ат	1,03	0,314	0,231	0,231	0,1	0,077	0,056
Атм.температура	t	°С	15	-43,5	-56,5	-56,5	-56,5	-56,5	-56,5
Число *М*	*М*		0	0,7	0,85	1,2	1,8	2	2,2
Скорость полета	V	км/ч	0	765	903	1275	1912	2124	2337
Коэффициент прямого скачка	σ пс		0,9	0,97	0,97	0,96	0,788	0,699	0,609
Коэффициент по стандарту ЦАГИ	σ с т		0,9	0,97	0,97	0,97	0,94	0,92	0,9
Давление воздуха перед двигателем	P	ат	0,93	0,423	0,36	0,544	0,57	0,555	0,542
Подогрев за счет торможения	Δ t	°С	0	22,6	31,3	62,4	140	173,5	209,5
Температура воздуха на входе в СУ	t	°С	15	–21	–25	6	84	117	153

Выбор двигателя для силовой установки самолета Ту-144

К 60-м годам значительное распространение в авиации получили двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД), иногда называемые также турбовентиляторными (ТВРД), в которых перед компрессором располагается вентилятор (обычно 1–3 ступенчатый), воздух из которого частично поступает в

компрессор, а частично, снаружи него, прямо в сопло. Отношение этих расходов воздуха G наружн/ G компр (в кг/с) называют степенью двухконтурности двигателя и обозначают *m*. Двухконтурные двигатели для дозвуковых самолетов строились вначале с *m*=0,5...1, а затем, по мере прогресса двигателестроения, — с большей двухконтурностью, что повышало экономичность двигателя и снижало его шум. Однако при этом габариты и масса двигателя возрастали. Современные дозвуковые двигатели имеют *m*= 5...9, а опытные образцы даже до 16. Нетрудно заметить, что турбореактивный двигатель (ТРД) и турбовинтовой двигатель (ТВД) можно рассматривать как частные случаи ДТРД, первый при *m*=0, второй при значениях *m* порядка 50–100.


Н.Д. Кузнецов

В военных ДТРД, особенно на сверхзвуковых режимах, обычно применяется форсаж, т.е. сжигание топлива перед соплом внешнего контура или перед объединенным соплом, в котором предварительно смешиваются потоки обоих контуров. Форсаж значительно повышает тягу двигателя без увеличения его габаритов и при малом увеличении массы (веса), но сильно ухудшает экономичность, т.к. дополнительное сжигание топлива происходит перед соплом при относительно малом давлении.

Расчеты характеристик различных бесфорсажных двигателей для СПС с режимом крейсерского полета *М*=2–2,2, проведенные в нашей стране и в западных странах, показали, что оптимальная степень двухконтурности *m* изменяется в пределах от 0 до 1,5 в зависимости от принятого уровня аэродинамического и весового совершенства и, что весьма существенно, от того, сколько в общем расходе топлива тратится на дозвуковую часть полета: взлет, дозвуковой набор высоты, снижение, заход на посадку, резерв для ухода на запасной аэродром и на полет с отказавшим двигателем. Может быть также запланирован участок полета над населенной территорией на дозвуковом режиме — во избежание звукового удара.

Перед Генеральным конструктором стал вопрос огромной важности — выбор двигателя для создания силовой установки самолета Ту-144. Были рассмотрены возможности основных отечественных двигателестроительных ОКБ.

Куйбышевское научно-производственное объединение было организовано в 1946 году под названием завод № 2. В 1982 году объединение было переименовано и получило название КНПО «Труд». С 1949 года главным конструктором и руководителем объединения был талантливый инженер Николай Дмитриевич Кузнецов. К началу 60-х годов был построен и испытан турбовинтовой двигатель ТВ-2Ф с мощностью N=5 000–6 000 л.с., который Н.Д. Кузнецов предлагал А.Н. Туполеву для самолета Ту-85. А.Н. Туполев двигатель ТВ-2Ф на самолет не взял, но хорошо запомнил настойчивого, способного и энергичного молодого главного конструктора. Вскоре он предложил Н.Д. Кузнецову построить ТВД класса 12 000 л.с. и в последующие годы активно помогал КНПО встать на ноги и превратиться в одно из самых мощных двигателестроительных предприятий. Сотрудничество продолжалось, и опытные спаренные двигатели с общим редуктором 2ТВ-2Ф (мощность 10 500 л.с.) уже были установлены на первом опытном самолете Ту-95 для летных испытаний.

Крупнейшим достижением Н.Д Кузнецова и его коллектива стало создание уникального ТВД НК-12 мощностью 12 000 л.с., затем его модификации НК-12МВ мощностью 15 000 л.с. и удельным расходом топлива в крейсерском полете C_e= 0,158 кг/л.с.час. Долгие годы этот двигатель оставался самым мощным и самым экономичным авиадвигателем в мире и значительно способствовал успеху межконтинентального бомбардировщика Ту-95 и его морского варианта Ту-142, которые до сих пор успешно эксплуатируются в ВВС и ВМФ России. Двигатель устанавливался также на пассажирском самолете Ту-114 и на грузовом самолете Ан-22 («Антей»). Создание этого двигателя поставило Н.Д. Кузнецова в один ряд с крупнейшими двигателестроителями мира. Нужно отметить, что успеху КНПО также способствовал и



Доклад Н.Д. Кузнецова на НТС ОКБ

тот технический и организационный опыт, который был получен в результате изучения опыта Германии и сотрудничества с высококвалифицированными немецкими специалистами (Брандер, Шайбе и другие), работавшими в Куйбышеве в первые послевоенные годы.

На базе этих крупных достижений КНПО приступило к созданию двухконтурных турбореактивных двигателей (ДТРД). Широкую известность получил с начала 60-х годов двухкаскадный ДТРД НК-8 (тяга 9,5–10,5 т), созданный на базе экспериментального НК-6 (тяга 20 т), разработанного ранее для модификации самолета Ту-22. Различные модификации НК-8 устанавливались на массовые самолеты Ил-62 и Ту-154. Были разработаны также варианты с форсажной камерой для боевого самолета Ту-22М.

С самого начала проектирования Ту-144 Н.Д. Кузнецов предложил А.Н. Туполеву разработать форсажный двигатель НК-144 с тягой 17–20 т на базе внутренней части (газогенератора) двигателя НК-8.

Хорошую конкуренцию проектам Н.Д. Кузнецова могло составить *Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РКБМ)*.

В 1939 году в Московском авиационном институте было образовано КБ-2 под руководством талантливого конструктора Владимира Алексеевича Добрынина для постройки поршневого двигателя водяного охлаждения М-250. КБ переехало в Рыбинск и в 1966 году получило название РКБМ. Работа по поршневым двигателям завершилась выдающимся техническим успехом — созданием в 1951 году самого мощного комбинированного двигателя ВД-4К (М-253К), с которым опытный самолет Ту-85 показал рекордную дальность 12 000 км. Двигатель имел ряд оригинальных идей и конструктивных решений: 6 блоков по 4 цилиндра располагались звездообразно, а в развале между ними устанавливались 3 импульсные турбины, которые использовали кинетическую энергию выхлопных газов и передавали мощность на коленчатый вал. Далее выхлопные газы вращали турбокомпрессор, поддерживающий мощность двигателя до высоты полета 10 км. Вокруг носка редуктора располагался кольцевой водяной радиатор, обдуваемый вентилятором, который приводился в действие от редуктора двигателя. Двигатель имел рекордные показатели: мощность N=4300 л.с. и удельный расход C_e = 0,140–0,150 кг/л.с. час.

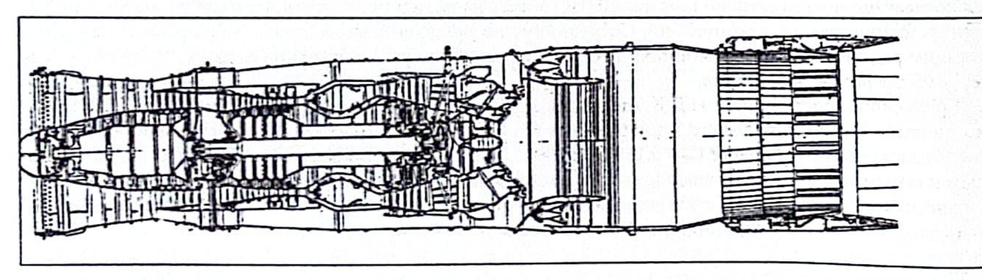


Схема двигателя НК-144А

С 1952 года РКБМ работает над созданием одновальных турбореактивных двигателей, строит мощную экспериментальную базу, изучает и внедряет новейшие достижения мирового двигателестроения. Первая разработка — двигатель ВД-5 — имеет рекордную для своего времени тягу от 13 до 19 т (с форсажем). Серийно строятся многие модификации — бесфорсажный ВД-7Б (тяга 9,5 т) для бомбардировщика «3М» разработки В.М. Мясищева, форсажный ВД-7М (затем РД-7М-2) с тягой 16–16,5 т для сверхзвукового самолета-разведчика Ту-22. Дальнейшее развитие этого ряда привело к созданию опытного форсажного двигателя ВД-19 (тяга 13 т) для опытных самолетов новых разработок. В конце 50-х годов началась разработка форсажного двигателя РД-36-41 (тяга 16 т) для создаваемого в это время в ОКБ П.О. Сухого боевого сверхзвукового самолета со скоростью полета V=3000 км/час (*M*=2,82).

Назначенный в 1960 году главным конструктором РКБМ Петр Алексеевич Колесов активно продолжает серию РД-36 и предлагает А.Н. Туполеву проект одновального бесфорсажного двигателя РД-36-51А с тягой 20 т. С этого времени совместная работа РКБМ и ОКБ Туполева продолжилась в рамках программы Ту-144.

Другие известные авиамоторостроители: московское НПО «Союз» (А.А. Микулин, С.К. Туманский), пермское МКБ (А.Д. Швецов, П.А. Соловьев), московское НПО «Сатурн» (А.М. Люлька) выпускали в 60-е годы первоклассные двигатели, но их размерность была недостаточной для Ту-144. Таким образом, практически выбор двигателя для самолета Ту-144 мог быть сделан между двухконтурным двигателем ДТРД типа НК-144 и одноконтурным ТРД типа РД-36-51А.

А.Н. Туполев решил установить на первую партию проектируемых самолетов Ту-144 двухконтурные форсажные двигатели НК-144 конструкции Куйбышевского научно-производственного объединения — КНПО «Труд», генеральным конструктором которого был Н.Д. Кузнецов.

Соображения для такого выбора были следующие.

· Предполагалось, что доля дозвукового участка полета будет значительной, а небольшая степень форсажа на сверхзвуковом крейсерском режиме незначительно ухудшит экономические характеристики для первоначально запланированной размерности самолета.

· А.Н. Туполев поверил в Н.Д. Кузнецова — его технический талант, чувство нового, способность быстро и решительно преодолевать технические и организационные трудности, в те его качества, которые недавно проявились при создании уникального двигателя НК-12.

· Прототипы двигателя НК-144 – двигатели НК-8, а затем НК-22 (для самолета Ту-22) уже строились в КНПО «Труд», в них были вложены значительные средства. Работы продвигались достаточно успешно. Быстрое создание двигателя было очень важным для А.Н. Туполева, которому богатый опыт подсказывал, что в таком новом проекте, как СПС с длительными сверхзвуковыми режимами и нагревом конструкции, реальная летная практика может принести еще много неожиданностей, которые заранее невозможно предвидеть. Поэтому необходимо и важно было быстро и надежно начать сверхзвуковую эксплуатацию Ту-144, которая и смогла бы дать необходимые материалы для доводки и создания конкурентоспособного СПС.

16 июля 1963 года Постановлением Правительства СССР (проект Постановления был внесен Минавиапромом по предложению А.Н. Туполева) Конструкторскому бюро Н.Д. Кузнецова поручено создание двигателя НК-144 для самолета Ту-144. Двигатель НК-144 (как и его прототипы) был заложен в двухконтурной, двухвальной (двухкаскадной) схеме с осевым 12-ступенчатым компрессором, в том числе с 2-, в окончательном виде с 3-ступенчатым вентилятором, 3-ступенчатой турбиной, со степенью двухконтурности *m*=0,6.

В конструкции применены теплостойкие материалы, рассчитанные на температуры, характерные для сверхзвуковых режимов полета.

Форсажная камера (ФК) с плавным регулированием степени форсажа впервые была расположена перед общим соплом после смешения потоков внутреннего и внешнего контуров. Такое общее сопло повышает экономичность двигателя на 2–3% по сравнению со схемой с раздельными соплами. За форсаж-

ной камерой находится эжекторное сверхзвуковое сопло с двумя рядами регулируемых створок. Газы, пройдя сужающиеся створки, регулируемые по степени форсажа, попадают в камеру — эжектор, где смешиваются с подпитывающим сопло воздухом из силовой установки, после чего выходят в атмосферу через 2-й ряд наружных створок (регулируемых по числу *М* полета). Эжекторное сопло легче по весу, чем сопло с жестким контуром расширяющейся части (как у сопла Лаваля), но имеет большие потери давления.

К характерным особенностям двигателя относятся: высокие значения КПД компрессора и турбины (традиционные для КНПО «Труд»), лопатки компрессора из титана с дробеструйным упрочнением, многофорсуночная (по типу ракетных двигателей) камера сгорания, лопатки первой ступени турбины с развитым внутренним охлаждением (с турбулизаторами), система вывода двигателя из помпажа. Другие системы двигателя: запуска (от воздушной турбины), зажигания, гидромеханическая система регулирования, противообледенения передней части, привода моторных и самолетных агрегатов (электрогенераторы, гидронасосы), отбора воздуха от компрессора для самолетных нужд, контроля основных параметров, внутреннего пожаротушения — были выполнены по типовым схемам.

Основные данные двигателя НК-144 на разных этапах его создания приведены в таблице:

Режимы полета и параметры	Разм.	Задано по Приказу министра	Высотные характеристики КНПО «Труд»	Гос-испытания	Опытная модификация
		1964	1964	1975	1977
		НК-144	НК-144	НК-144А	НК-144В
Н=0, М=0					
Тяга взлетная с форсажем	кг	17 500	17 500	20 000	22 000
Тяга максимальная без форсажа	кг			13 000	
Степень двухконтурности		0,6	0,6	0,6	
Расход воздуха	кг/сек			242	
Температура газа	°К		1360	1390	
Степень повышения давления				14,2	14,75
Н=11км, М=0,94					
Тяга крейсерская без форсажа	кг	3 000	3 000	3 000	
Удельный расход топлива	кг/кг.т.ч	0,965	0,92	0,94	
Н=11км, М=1,2					
Тяга максимальная с форсажем	кг			11 800	11 800
Н=18, М=2,2					
Тяга крейсерская с расчетным форсажем	кг	3 970	3 970		
Удельный расход топлива	кг/кг.т.ч	1,46	1,46		
Тяга крейсерская с форсажем	кг		5000	5000	5000
Удельный расход топлива	кг/кг.т.ч		1,58	1,81	1,4
Тяга максимальная	кг			7 800	
Ресурс	час	За 3 года довести до 2 000		500	
Масса сухая	кг			3 520	

Под руководством генерального конструктора Н.Д. Кузнецова работал большой конструкторский и производственный коллектив энтузиастов: Е.М. Семенов, В.С. Анисимов, А.А. Овчаров, Е.А. Кузьмин, Е.А. Гриценко, С.С. Гасилин, В.А. Курганов, В.Е. Резник, В.П. Малыгин, П.М. Маркин, В.Н. Разумовский, А.П. Анисимов, С.М. Гиршович, В.Н. Орлов, В.Д. Радченко, Н.Г. Трофимов, Н.А. Дондуков и многие другие. Серийным производством на заводе № 24 руководили директор Л.С. Чеченя, главный инженер В.И. Цибульский.

На всех этапах работы значительное творческое участие в создании двигателя НК-144 принимал *Центральный институт авиационного моторостроения* (ЦИАМ), в котором с 1930 года концентрировался опыт двигателестроения нашей страны. Руководители и ведущие специалисты института — Г.П. Свищев, Р.С. Киносашвили, С.М. Шляхтенко, И.А. Биргер, Б.Ф. Шорр, Н.Я. Литвинов, А.А. Шевяков, В.М. Акимов, Г.Г Черный, Л.И. Соркин, Л.Е. Ольштейн, М.М. Цховребов, С.А. Сиротин и другие активно сотрудничали с КНПО «Труд» и провели огромный цикл научно-исследовательских работ по элементам двигателя и по испытаниям двигателя в термобарокамере.

Активно работало по проблемам силовых установок СПС первое отделение ЦАГИ, занимающееся газодинамикой СУ. Л.А. Симонов, В.И. Васильев, В.Т. Жданов, А.В. Николаев, Г.Л. Гродзовский, В.Д. Соколов получили существенные результаты в области исследования воздухозаборников и сопл.

Летно-исследовательский институт (ЛИИ) провел большой цикл исследований запуска двигателя в полете, его стационарных и переменных режимов, газодинамической устойчивости, розжига и устойчивости горения в форсажной камере и ряда других вопросов на Ту-95ЛЛ (руководитель С.В. Петров) — одной из летающих лабораторий ЛИИ (на базе самолетов Ту-2, Ту-4, Ту-16, Ту-95), оборудованных специальной системой подвески для новых двигателей, системами их уборки и выпуска, устройством для аварийного сброса, многочисленной контрольно-записывающей аппаратурой, пультами управления. В исследованиях работы двигателей на летающих лабораториях, а затем и на самолете Ту-144 активно участвовали А.В. Чесалов, М.И. Герасимов, М.Д. Романов, А.Г. Тихомиров, В.В. Косточкин, С.В. Петров, В.Т. Дедеш, В.В. Гатин, Г.П. Долголенко, В.А. Котерев, В.А. Егорцев и многие другие. Следует отметить, что многолетняя практика использования летающих лабораторий ЛИИ показала, что такие полеты являются мощным инструментом исследований и доводки двигателей и СУ в целом.

Естественно, что во всех этих работах принимали постоянное участие работники ОКБ Туполева. В.М. Вуль, Е.Р. Губарь, В.А. Леонов, В.Н. Никитин, Е.В. Ворошилин, В.М. Прошин, В.Ф. Новиков, Ф.Н. Кулешов, А.Н. Головня и многие другие участвовали в аэродинамических, стендовых и летных ис-

пытаниях, «держали руку на пульсе событий», консультируясь при необходимости, в особенно сложных случаях с А.Н. Туполевым, А.А. Туполевым, К.В. Минкнером.

Двигатель НК-144 до начала летной эксплуатации был испытан и проверен по всем действовавшим программам для военной и гражданской авиации в полном диапазоне ожидаемых условий полета, включая длительный режим крейсерского сверхзвукового полета на высоте Н=18 км при скоростях, соответствующих числу *М*=2,2 и температуре торможения t=153°С, и режим максимальной скорости полета на высоте Н=20 км при скоростях, соответствующих числу *М*=2,35 и температуре торможения t=183°С.

В числе нормированных специальных испытаний была проверена работа двигателя при повышенных значениях частоты вращения (оборотов), температуры газов, вибраций. Проверялась также эффективность тушения внутренних пожаров. Оценивалась работа двигателя при попадании на вход посторонних предметов (птиц с массой до 1,5 кг и больших кусков льда).

Так как совместная работа двигателя со сверхзвуковым воздухозаборником является одной из самых тонких и острых проблем эффективности и надежности СПС, то, кроме многочисленных испытаний на моделях разного масштаба, было проведено два специальных испытания с натурным самолетным воздухозаборником в ЦИАМ (в термобарокамере) и на стенде КНПО «Труд». В филиале ЦИАМ — «Тураево» — была создана специальная газодинамическая установка — стенд Ц1-А с большим сверхзвуковым соплом, воздух из которого со скоростью, соответствующей числу *М*=2,2 обдувал натурный воздухозаборник самолета Ту-144 и поступал через него далее в работающий двигатель НК-144. Эти испытания позволили подтвердить работоспособность силовой установки самолета Ту-144 в условиях крейсерского сверхзвукового полета, уточнить законы регулирования воздухозаборника, оценить потери давления в воздухозаборнике и деформацию полей скоростей и давления воздуха перед двигателем. А.Н. Туполев был одним из инициаторов и активных участников создания стенда Ц1-А. Он регулярно посещал стройплощадку в Тураево, существенно помогал его строителям. Андрей Николаевич вообще отличался внимательным, хозяйским отношением не только к постановке и решению проблемных вопросов двигателестроения. Он ясно понимал, какой напряженной и часто мучительной является доводка современного авиадвигателя, и нередко использовал свой опыт и авторитет для оказания разносторонней помощи мотористам, в том числе в получении дефицитных станков, нового оборудования и материалов. Сталкиваясь с разгильдяйством и неисполнительностью, Андрей Николаевич активно «нападал» на мотористов, нещадно распекая их.

Чрезвычайно полезными оказались испытания в КНПО «Труд», где также использовался натурный самолетный воздухозаборник для проверки совместной работы с двигателем НК-144 в условиях взлета и при имитации дозвукового полета. Практически сразу было выявлено, что запас газодинамической устойчивости двигателей при взлете недостаточен и наступает срыв течения в компрессоре в условиях неизбежного отрыва потока на острых входных кромках, свойственных сверхзвуковым воздухозаборникам.

Недостаток в дальнейшем был капитально устранен добавлением еще одной — третьей — ступени вентилятора, необходимой также для получения тяги в 20 т. До получения доработанных двигателей на входных кромках воздухозаборников были установлены временные скругляющие накладки, обеспечившие приемлемое обтекание их на входе.

Общие результаты летных испытаний силовой установки с двигателями НК-144 показали в целом их высокую надежность, хотя, как это бывает со всеми новыми двигателями, не обошлось без разнообразных дефектов, как конструктивного, так и производственного характера. Только на трех самолетах, проходивших летные испытания с 1969 года, было снято 27 двигателей по дефектам диска 8-й ступени компрессора, обрыва лопаток турбины, дефектам форсажной камеры, перекоса створок сопла, закипания топлива в глухих полостях многофорсуночного устройства, дефектам автоматики двигателей, помпажа двигателя, забоин лопаток компрессора, дефектам масляной системы и др. Небольшой первоначальный ресурс двигателей 50 часов, а затем 100 и 200 летных часов требовал частой их замены. Несмотря на весьма интенсивную работу мотористов по продлению ресурса и устранению дефектов, все это тормозило ход летных испытаний. Наиболее характерным дефектом двигателя НК-144 в условиях сверхзвукового

полета был повышенный расход масла с выбросом его в дренажную систему после окончания крейсерского полета и перехода на дозвуковые скорости. Причиной выброса масла было то, что на этих режимах температура воздуха на входе быстро падает со 130–160°С до –30°С, а различные элементы двигателя, имея разную теплоемкость и теплопроводность, деформируются по-разному. В нестационарном режиме охлаждения происходило временное нарушение изолирующей способности уплотнений валов, и в результате за полет из маслобака уходило 10–15 л масла. Емкость маслобака составляла 23 л, и при эксплуатации требовался регулярный долив масла. Но принципиальным недостатком силовой установки с двигателями НК-144, конечно, стала низкая топливная эффективность. Расход топлива на крейсерских сверхзвуковых режимах значительно превышал заданный и ожидаемый. Частично это было связано с ухудшением удельных расходных характеристик двигателя НК-144 по сравнению с ТЗ, но самое главное было то, что из-за превышения ожидаемой массы самолета по всем режимам от взлета до посадки повышенная потребная тяга развивалась двигателем только на режиме почти полного форсажа с удельным расходом топлива более 1,8 кг/кг.т.ч.

Вместо первоначальной взлетной тяги 17 500 кг и крейсерской сверхзвуковой — 3 970 кг (Н=18 км, *М*=2,2) потребовались соответственно 20 000 и 5000 кг, для чего был построен и успешно прошел в 1975 году государственные испытания модифицированный двигатель НК-144А с 3-ступенчатым вентилятором, унифицированным с НК-22 соплом и рядом других доработок. Крейсерский удельный расход у него был C_R=1,81 кг/кг.т. ч (при R =5000 кг, Н=18 км, *М*=2,2) тогда как исходный проект самолета предусматривал удельный расход топлива C_R =1,46 кг/кг.т.ч (при R=3 970 кг, Н=11 км, *М*=2,2). Поэтому регулярная пассажирская эксплуатация самолета с двигателем НК-144А 500-часового ресурса была начата в 1977 году на сравнительно короткой трассе Москва–Алма-Ата–Москва с дальностью 3200 км. В дальнейшей более значительной модификации двигателя НК-144В (решение ВПК 1974 года) было предусмотрено снижение удельного расхода топлива до CR=1,4 кг/кг.т. ч (при R=5000 кг, Н=18 км, *М*=2,2). Такой двигатель прошел стендовые испытания в 1975 году, однако на самолете Ту-144 не испытывался, так как к тому времени было принято решение продолжить программу СПС на самолете Ту-144Д с более экономичными двигателями РД36-51А (П.А. Колесова), с которыми в 1974 году были начаты летные испытания самолета Ту-144Д, а в 1976–77 годах были выполнены перелеты Москва–Хабаровск–Москва дальностью 6300 км. Основные данные двигателей НК-144, НК-144А и НК-144В приведены выше в таблице.

Оценивая в целом опыт применения двигателя НК-144 на самолете Ту-144, следует помнить, что этот двигатель позволил сделать очень важный первый практический шаг на трудном пути освоения сверхзвуковых скоростей полета. В дальнейшем форсажный двухконтурный двигатель в варианте НК-22 строился для сверхзвукового бомбардировщика Ту-22М. Во многом опыт создания НК-144 и НК-22 послужил базой для разработки и внедрения современных двигателей НК-25 для тяжелого бомбардировщика Ту-22М3, НК-32 для стратегического бомбардировщика Ту-160 и двигателей НК-321 для летающей лаборатории Ту-144ЛЛ.

Двигатель РД-36-51А

Опыт проектирования самолета Ту-144 в 1964-1967 годах и результаты дальнейшей проработки его основных проблем, уточнение (и, естественно, увеличение) массы самолета, определение доминирующей доли в общем расходе топлива сверхзвуковой части маршрута — позволили уточнить как характеристики самолета, так и требования к силовой установке. В РКБМ значительно продвинулась инициативная разработка бесфорсажного ТРД РД-36-51А для самолета Ту-144. Серьезно улучшились дела по созданию его аналога — предшественника двигателя РД-36-41 для ОКБ Сухого. Рождение двигателя типа РД36-51А стало реальностью. Было также очевидно, что этот двигатель может иметь значительные преимущества перед двигателем НК-144, доводка которого к этому времени только начиналась.

По инициативе А.Н. Туполева в 1967 году П.А. Колесов получил правительственное задание на разработку ТРД РД-36-51А (по заводской документации изделие «57») для использования в модификации самолета, получившей обозначение Ту-144Д (дальний).

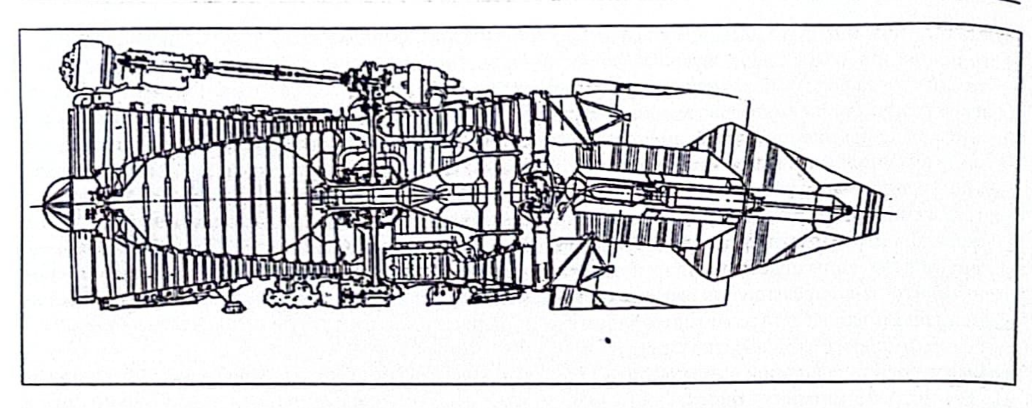


Схема двигателя РД-36-51А

Одноконтурный одновальный двигатель РД-36-51А имел 14-ступенчатый компрессор с лопатками, выполненными из титана и жаропрочных сплавов, трубчато-кольцевую камеру сгорания с 16 жаровыми трубами, 3-ступенчатую турбину с охлаждаемыми лопатками первой ступени, сверхзвуковое сопло. Основные данные двигателя приведены в таблице.

Двигатель		РД-36-51А		РД-36-51	Олимп-593-610
Этапы работ	Приказ министра	Дополн. задание	Госиспытания	Опытный	Серийный
Годы	1967	1972	1979	1980	70-е годы
H=0, M=0					
Тяга взлетная, кг	20 000	20 000	20 000	21 000	14 900
Тяга с форсажем, кг					17260
Степень повышения давления	15,8		15		15,5
Расход воздуха, кг/с	274		279	277	186
Температура газа,°К	1355			1380	1440
H=11км, M=0,94					
Тяга крейс., кг	3000	3000	3000		
Удельный расход топлива, кг/кг.т.ч	0,92	$0{,}94^{+0{,}04}$	$1{,}02^{+0{,}02}$		
H=18км, M=2,2					
Тяга крейс., кг	4500	4650	4600	5000	
Удельный расход топлива, кг/кг.т.ч.	1,23	$1{,}23^{+0{,}05}$	$1{,}22^{+0{,}02}$	1,23	
Температура газа, °К	1378				

Двигатель		РД-36-51А		РД-36-51	Олимп-593-610
Этапы работ	Приказ министра	Дополн. задание	Госиспытания	Опытный	Серийный
Расход воздуха, кг/с	200				
Тяга максимальная крейсерская, кг		5100	5100	5400	
H=16,1 км, M=2,	CA+5°	Σ=0,937			
Тяга крейсерская, кг				6025	4550
Удельный расход топлива, кг/кг.т. ч.				1,19	1,19
Диаметр входа, мм	1415		1415	1415	1206
Масса, сухая, кг	3500		4125	4200	4685
Ресурс, час Начальный Назначенный	 2000		 300 2000		
Режимы		Форсаж на трансзвуковых режимах		Реверс шумоглушение	Форсаж реверс

К характерным особенностям конструкции РД-36-51А следует отнести:

· Входное устройство с 7 обогреваемыми лопатками, расположенными не радиально (слегка наклонно относительно радиуса), что обеспечивало повышение равномерности входящего в компрессор воздушного потока.

· Установку регулируемого входного направляющего аппарата компрессора и 10 регулируемых направляющих аппаратов перед 1...5-й и 9...13-й ступенями компрессора, что позволило оптимально согласовать их между собой на режимах, отличающихся от расчетного (максимального).

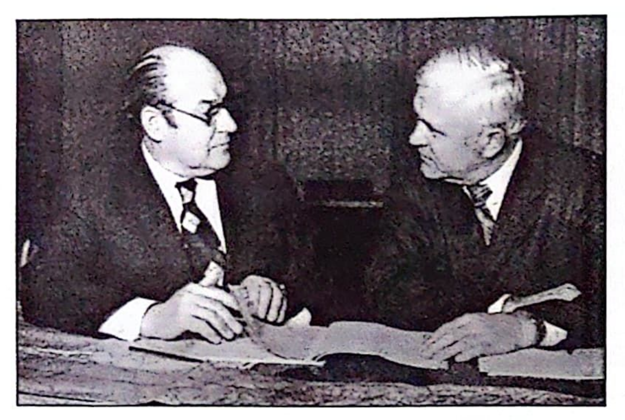
· Сверхзвуковую первую ступень компрессора, повышающую его напорность.

· Выносную (в крыло) коробку привода самолетных агрегатов, что позволило уменьшить габариты мотогондолы и создать более компактную схему самолетных электрических, гидравлических и топливных коммуникаций.

· Сверхзуковое осесимметричное всережимное сопло, регулируемое осевым перемещением центрального тела, с уникальными характеристиками по массе, простоте конструкции и регулирования. Потери тяги в сопле на крейсерском сверхзвуковом режиме полета были почти в два раза меньше, чем в эжекторном сопле. Конструкция сопла предусматривала установку реверсивного устройства (решетчатого типа) и в дальнейшем шумоглушение путем выдува струй поперек потока из центрального тела.

В большом коллективе талантливых конструкторов-энтузиастов, создававших перспективный двигатель под руководством П.А. Колесова, особенно выделялись дружной и целеустремленной работой Е.М. Бермант, А.Л. Дынкин, Ф.Я. Шебакпольский, Г.А. Жданов, В.С. Балашов, В.И. Галигузов, В.И. Серков, Е.Ф. Метлин, А.С. Новиков, М.И. Нощенко, В.Е. Ивкин. Серийное производство возглавляли энергичные и опытные специалисты: директор завода П.Ф. Дерунов и главный инженер П.В. Кузнецов.

Руководители и ведущие сотрудники головных институтов промышленности ЦИАМ, ЦАГИ, ЛИИ и, конечно, ОКБ Туполева также активно участвовали в разработке и внедрении «рыбинского» двигателя. Это были в основном те же специалисты, которые занимались исследованиями и доводкой двигателя


А. Туполев и П. Колесов обсуждают вопросы по двигателю РД-36-51

НК-144А. Практически постоянно во всех работах участвовали ведущие инженеры ОКБ по СУ О.А. Шкворченко и В.М. Козицкий.

В ЛИИ для испытаний и доводки двигателя РД-36-51А была модернизирована летающая лаборатория на базе самолета Ту-142, отличавшаяся широким применением магнитных накопителей информации К-60-41 (ведущий инженер по испытаниям С.А. Мокроусов).

Значительные результаты были получены на моторном стенде МИК ОКБ Туполева по согласованию воздухозаборника и двигателя РД36-51А, исследованию механизации воздухозаборника и оптимизации программы регулирования панелей клина и работы створок подпитки. Была детально изучена внутренняя аэродинамика натурного воздухозаборника, определены нагрузки при нерасчетных режимах работы, включая помпажи двигателя (более 100 испытаний). На этом же стенде были проведены специальные испытания на птицестойкость и попадание в воздухозаборник и двигатель кусков льда. На одном из этапов был исследован процесс и причины засасывания посторонних предметов с земли, определены условия существования подсасывающего вихря и даны рекомендации для эксплуатации. На моторном стенде впервые было исследовано влияние на характеристики силовой установки новых видов топлива, например керосина Т-6 и Т-8.

Первый двигатель РД-36-51А был поставлен для испытаний на стенде в 1969 году. Уже в 1973 году были выполнены первые поставки для установки на самолет Ту-144Д.

В 1971 году по предложению А.Н. Туполева была увеличена тяга на трансзвуковом режиме ($0,95<M\leq1,2$) за счет форсажа, чтобы создать резервы тяги для преодоления пикового возрастания аэродинамического сопротивления самолета. Этот трудный для моделирования режим сложно рассчитать по результатам испытания аэродинамических моделей. Установка форсажного устройства привела к загромождению газового тракта, ухудшила экономичность двигателя на основных бесфорсажных режимах на 3–4% (см. таблицу). В процессе последующих летных испытаний было показано, что прохождение трансзвуковых режимов не требует дополнительных резервов тяги, и в дальнейшем форсажная камера была снята.

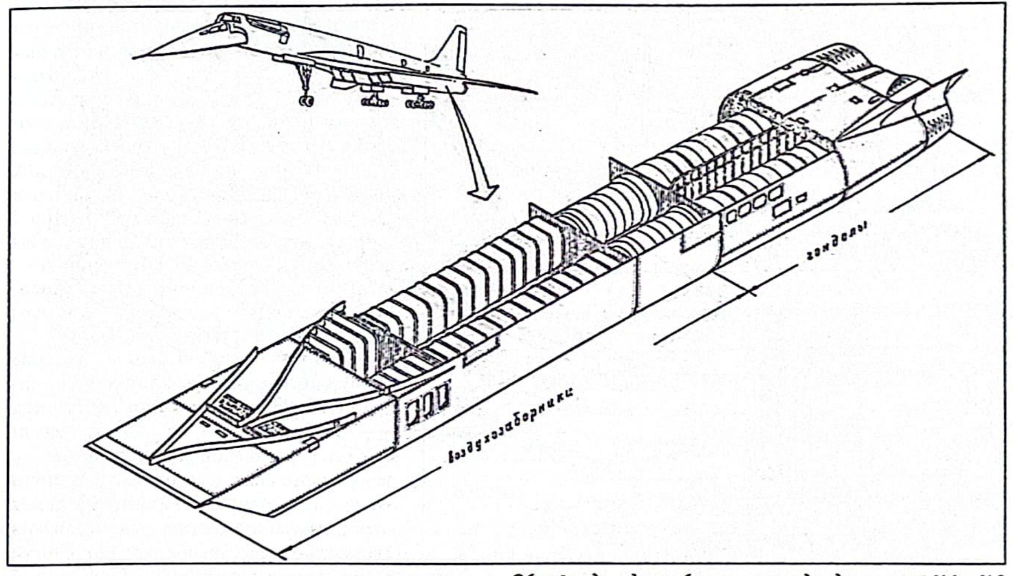

А. Дынкин

Всего был изготовлен 91 двигатель РД-36-51А. Суммарная наработка составила 24 476 часов, в том числе 4787 на самолетах. 577 часов было наработано на сложнейших режимах в термобарокамере и на летающей лаборатории.

Проведенные по всем действующим нормам во всех ожидаемых условиях эксплуатации испытания показали, что двигатель можно эксплуатировать на самолете в пределах первоначально назначенного ресурса 300 часов. Дальнейшая его доводка была связана с увеличением ресурса и устранением выявившихся дефектов: разрушение в полете и на стенде диска 7-й ступени компрессора (наличие концентраторов напряжений из-за малого радиуса скругления кромки отверстия), повышенный расход масла и уход его в двигатель, помпаж двигателя (из-за нарушения регулировки подачи топлива) и некоторые другие. Но было ясно, что неразрешимых проблем нет, двигатель работоспособен и нуждается только в заботливой и тщательной доводке и испытаниях. Испытания также показали, что помпаж среднего двигателя наводит колебания в остальных трех двигателях, но срыва их работы не происходит.

Для дальнейшего развития самолета Ту-144Д РКБМ получило правительственное задание на модификацию двигателя РД-36-51А для повышения тяги до 21 000 кг и получения ранее заданной экономичности. Этот двигатель был спроектирован, изготовлен, прошел необходимые испытания на стенде, в термобарокамере ЦИАМ и на летающей лаборатории. Испытания на самолете не состоялись из-за закрытия темы в 1983 году. Сравнение основных показателей двигателя РД-36-51А с известными по литературе данными двигателя «Олимп 593-610», установленного на англо-французском СПС «Конкорд», показали, что наш двигатель имеет большую тягу при близкой экономичности.

К характерным особенностям двигателя «Олимп 593-610» можно отнести использование форсажа на взлетном и трансзвуковом режимах. В случае отказа одного двигателя на взлете — автоматическое включение чрезвычайного режима, повышающего тягу на 5–7,5% с разрешением использовать его 8 раз за ресурс двигателя. На одном из двигателей (№4) на коробке самолетных агрегатов, кроме электрогенератора и гидронасоса, установлен также турбостартер — небольшой газотурбинный двигатель, запускаемый электростартером. Турбостартер служит для запуска двигателя №4, а также может вращать коробку самолетных агрегатов, отсоединяемую при этом от двигателя. Это позволяет обеспечить самолет электро- и гидроэнергией при наземном обслуживании, а также при отказе четырех двигателей в полете. Остальные двигатели запускаются воздушными стартерами от наземного источника воздуха или от запущенного двигателя. Створки реактивного сопла приводятся в действие пневмомоторами, что повышает теплостойкость механизма управления по сравнению с гидравлическим приводом. Воздух для пневмомоторов отбирается от компрессоров двигателей. Важной детальной особенностью оборудования двигателя является установка датчиков вибраций в корпусе подшипников, а не на кронштейне, крепящемся к обо-



Общий вид воздухозаборников и гондол двигателей №1 и №2

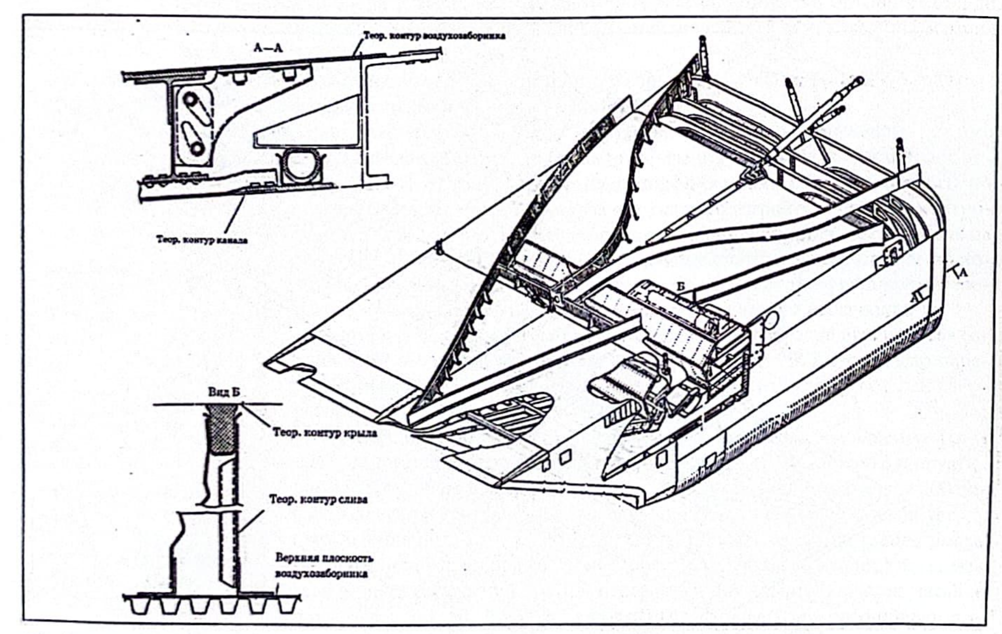
лочке. Такая установка значительно снижает вероятность ложных срабатываний, хотя и несколько затрудняет подход к датчикам в эксплуатации. Автоматическое выключение двигателя производится механически при помощи тросовой проводки (без электросигналов) и только для случая разъединения валов турбины и компрессора, так как такое разъединение может привести к мгновенной раскрутке турбины. Специалисты фирмы Роллс-Ройс считают на основании накопленного опыта эксплуатации, что во всех других расчетных случаях опытный летчик успевает своевременно выключить двигатель, в то время как применение автоматических систем (особенно электрических) только повышает вероятность ложного выключения двигателя в полете.

Воздухозаборники (ВЗ) двигателя

Важнейшей особенностью силовой установки (СУ) сверхзвукового самолета является то, что с ростом числа *М* полета значительно увеличивается количество выполняемых ВЗ функций и, главное, возрастает их значение для эффективной и надежной работы СУ. Назовем важнейшие функции ВЗ в СУ самолета Ту-144 во всех ожидаемых условиях его применения:

· Наиболее полное преобразование скоростного напора полета в давление, количественно оцениваемое коэффициентом восстановления полного напора «σ» (см. выше раздел «Особенности сверхзвукового обтекания»). Тяга двигателя возрастает (в зависимости от типа двигателя) ориентировочно на 1,2%, а удельный расход снижается на 0,2% при увеличении σ на 1%.

· Роль ВЗ в работе сверхзвуковой СУ хорошо иллюстрируется примером, рассчитанным для скорости полета, соответствующей числу *М*= 2,2. Для этого режима степень сжатия воздуха в ВЗ равна 10:1, что больше степени сжатия в компрессоре двигателя (8–9) в этих условиях. Тяговое усилие двигателя (принимаемое при этом за 100 %) приложено к элементам СУ следующим образом: к ВЗ — 63%, к турбокомпрессорной части двигателя — 8%, к соплу — 29%.



Передняя часть воздухозаборников

· Получение минимальной неоднородности потока перед двигателем (обычно обозначается «w») которая складывается из неравномерности поля осредненных по времени скоростей (Δσ) и интенсивности пульсации потока (ε). Величина ω=Δσ+ε существенно влияет на запас газодинамической устойчивости двигателя, иными словами, на его способность работать без срывов и помпажа в условиях нормированной неоднородности.

· Достаточность запаса газодинамической устойчивости самого ВЗ, т.е. его работы без недопустимых колебаний (пульсаций) давления в потоке в пределах допусков на изготовление и регулирование ВЗ, изменения температуры атмосферного воздуха и т.д.

· Получение минимального внешнего аэродинамического сопротивления ВЗ.

· Установка в оптимальное положение органов регулирования ВЗ при всех ожидаемых режимах полета и работы двигателя.

· Минимальное засасывание с земли в двигатель посторонних частиц, повреждающих лопатки компрессора.

· Выполнение общесамолетных требований: необходимого ресурса и надежности, низкой массы, технологичности изготовления и эксплуатации, работоспособности в условиях обледенения без наращивания и последующего сброса недопустимых кусков льда.

Эти требования в равной степени относились к ВЗ двигателей НК-144А и РД36-51А и обусловили поэтому их одинаковый облик. Отличие заключалось, главным образом, в размерах площади входа в ВЗ из-за разных расходов воздуха двигателей, а также в отдельных деталях конструкции. В дальнейшем изложении данные будут приводиться по ВЗ для РД36-51А.

Основная геометрия ВЗ, которая должна обеспечить выполнение приведенных выше требований, была сформирована при активном участии ЦАГИ (А.В. Николаев, В.И. Васильев и другие) к началу 60-х годов. Еще в 50-е годы мы начали обширную программу изучения на моделях в аэродинамических трубах сверхзвуковых воздухозаборников, продолженную затем в процессе проектирования, постройки и испытаний самолетов Ту-144. Несколько забегая вперед, скажем, что эти испытания в 70-е годы подтвердили правильность выбора основных решений по ВЗ и дали богатый материал для детальной оптимизации ряда его элементов.

В проект ВЗ самолета Ту-144 были заложены следующие основные положения:

· Каждый двигатель должен иметь свой отдельный ВЗ, чтобы максимально возможно ослабить взаимовлияние двигателей при помпаже и при их запуске.

· Сверхзвуковое торможение потока производится по схеме внешнего сжатия, при которой основные косые скачки уплотнения расположены вне замкнутого контура канала. При расчетных числах *М*=2—2,2 ВЗ с углом наклона

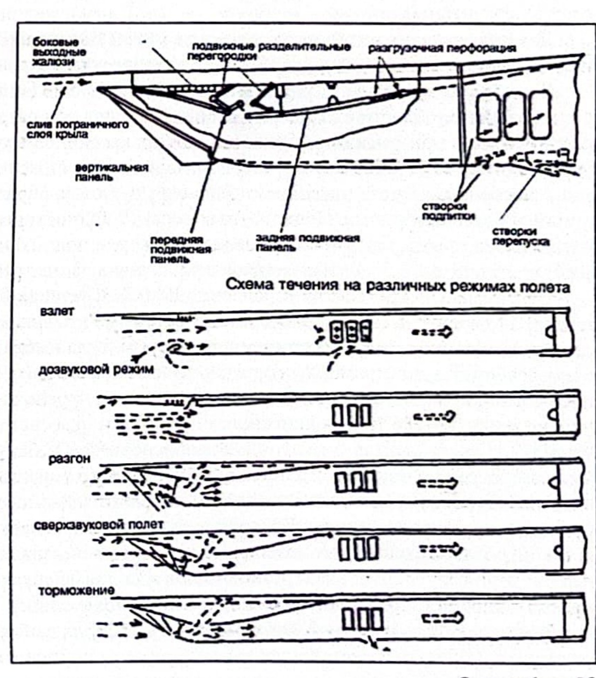


Схема работы ВЗ

обечайки 12° имеет достаточно высокие внутренние характеристики и приемлемое внешнее сопротивление.

· Форма передней части ВЗ — прямоугольная, позволяющая наиболее просто регулировать ВЗ поворотными панелями, изменяя их наклон (т.е. угол косых скачков) и одновременно меняя площадь «горла» при изменении числа М полета и режима работы двигателя. Боковые поверхности входа («щеки») сделаны наклонными вдоль расчетного угла первого скачка уплотнения. Наклонная перегородка, разделяющая соседние ВЗ в спарке (см. ниже), удлинена в нижней части, чтобы лучше разделить два ВЗ. В передних кромках ВЗ расположены электронагревательные противообледенительные элементы. Толщина этих кромок выбрана минимальной по конструктивным соображениям 6,4 мм, чтобы снизить их аэродинамическое сопротивление в сверхзвуковом полете. Площадь входа в ВЗ двигателя РД-36-51А F_{BX} =1,51 м² (для НК-144А F_{BX}= 1,35 м²).

· Расчетная схема торможения потока при *М*=2,2 образуется тремя поверхностями клина с углами 7+6+7 =20 градусов. Косые скачки при этом пересекаются снаружи ВЗ вблизи передней кромки нижней обечайки. Первый скачок образован неподвижной поверхностью клина, второй и третий — передней подвижной панелью. Замыкающий слабый теоретически прямой скачок, переводящий скорость за 3-м косым скачком (*М*≈1,4) в дозвуковую (*М*≈0,7), располагается на передней кромке нижней обечайки.Фактически этот скачок имеет криволинейную форму, образуемую т.н. «λ-ножкой» (отрывной зоной на панели), заходящей внутрь канала до межпанельного зазора. На передней подвижной панели сделана перфорация для повышения напорности воздушного потока путем слива пограничного слоя. С передней подвижной панелью шарнирными тягами сочленена задняя подвижная панель, образующая «горло» ВЗ и далее плавный дозвуковой диффузор. Зазор между панелями в расчетном положении составляет 250 мм и уменьшается по мере прикрытия панелей. Через этот зазор также сливается пограничный слой с передней панели.

· Для поддержания устойчивого течения в канале ВЗ при дросселировании двигателя в начале торможения самолета после сверхзвукового полета в канале установлена створка, перепускающая воздух наружу.

· В канале установлены не управляемые принудительно («плавающие») четыре створки подпитки, которые открываются внутрь канала при образовании в нем разрежения и этим снижают потери давления, образующиеся при срывном обтекании острых кромок ВЗ в условиях взлета и разгона самолета до скорости примерно 700–900 км/час. Первоначально для снижения этих потерь давления передняя кромка нижней обечайки имела отклоняющийся наружу носок, образующий при открытии контур, приближающийся к коллекторному. После летных испытаний опытного самолета от отклоняемого носка решили отказаться и применили упомянутые выше створки подпитки, хотя и требующие значительные вырезы в обшивках, но зато более надежные и эффективные и не требующие принудительного привода.

· Система автоматического управления ВЗ (СУЗ) устанавливает углы отклонения панели клина ($\theta_{кл}$) и створки перепуска ($\varphi_{пер}$)по заданной программе в зависимости от числа *М* полета и режима работы двигателя. Комплексным задающим параметром была выбрана приведенная частота вращения (приведенные обороты двигателя -$N_{пр}$), т.е фактическая частота (обороты), деленная на корень квадратный из абсолютной полной температуры и умноженная на корень квадратный из стандартной температуры на уровне земли T_0=288°К. Для двигателя РД-36-51А марка системы СУЗ-10 (для НК-144А — СУЗ9-4). Системы СУЗ имеют каждая самостоятельные основной и дублирующий каналы автоматического управления по программе и дополнительно — канал ручного управления. На панели управления индуцируются значения $\theta_{кл}$, и $\varphi_{пер}$, а также сигнал отклонения от заданного значения отношений давления в двух выбранных специальных точках ВЗ, свидетельствующий о нарушении работы СУЗ. Система встроенного автоконтроля автоматически отключает неисправный канал и переключает на другой. Система СУЗ содержит вычислительный электронный блок и силовые двухкамерные гидроцилиндры, перемещающие панели клина и створки перепуска по определенному закону.

· Эффективность работы ВЗ на самолете Ту-144 также обеспечивается *компоновочными решениями по размещению ВЗ на самолете.* Силовые установки размещены попарно — под каждым крылом по одной спарке из двух СУ, что существенно снижает внешнее аэродинамическое сопротивление СУ за счет

уменьшения общей омываемой наружным потоком поверхности СУ. Косой скачок уплотнения от передней кромки крыла накрывает оба ВЗ и служит первой ступенью торможения воздуха перед двигателем, снижая число *М* перед ВЗ на Δ*М* =0,05–0,13. Кроме того, крыло уменьшает влияние угла атаки самолета на характеристики ВЗ. В плановой проекции (вид снизу), передние части воздухозаборника повернуты к оси самолета на 1,5° (внутренний ВЗ) и 3° (внешний ВЗ) в соответствии со скосами потока под крылом. Для уменьшения количества пограничного слоя с крыла, попадающего в двигатель, ВЗ отодвинут от крыльевой плиты на 115– 35 мм по размаху спарки, при этом сливается (уходит в щель) самая заторможенная часть пограничного слоя — примерно 70% по высоте. Между крылом и спаркой установлены последовательно два клина-растекателя, сбрасывающие пограничный слой по бокам спарки (первый клин— пограничный слой с крыла, второй — пограничный слой с передней подвижной панели). Значительная длина каналов ВЗ позволяла хорошо разместить между ними тележки основного шасси.

Большая длина каналов расценивалась нами как очень благоприятный фактор для выравнивания входных возмущений потока, в особенности на режимах взлета (от острых кромок) и сверхзвукового полета (от взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем). Мы стремились к выравниванию полей скоростей на входе в двигатель, так как не были уверены в достаточности запасов его газодинамической устойчивости (запасов по помпажу). И иногда наши опасения подтверждались (напомним проблемы с двигателем НК-144 с 2-ступенчатым вентилятором. Дальнейшие исследования показали возможности как снижения неоднородности потока в коротком канале воздухозаборника, так и повышения запасов газодинамической устойчивости двигателя.

Длинные каналы ВЗ (14,5 м) разделены каждый на три секции, которые крепятся к крылу стальными кронштейнами и тягами. Между собой секции соединяются телескопически с уплотнением стыков резиновыми трубками. Передняя часть ВЗ (ПЧВЗ), длиной 5,4 м, имеет прямоугольную форму, выполнена из титанового сплава. Обшивка канала подкреплена гофром, обшивки подвижных панелей усилены продольными и поперечными балками. Шпангоуты ПЧВЗ — единые для спарки, к ним крепятся обшивки: наружная на болтах и внутренние, канальные — на заклепках. В верхней передней части ПЧВЗ расположен 3-ступенчатый клин, передняя часть его — неподвижная. Передняя и задняя поворотные панели соединены между собой шарнирными тягами, проектный максимальный зазор между панелями — 250 мм. Обе панели поворачиваются гидроцилиндром системы СУЗ, который соединен с задней панелью. Надпанельное пространство каждого ПЧВЗ разделено на три зоны двумя складывающимися перегородками (шторками). Сливаемый через перфорацию на передней панели пограничный слой попадает в 1-ю зону и оттуда наружу через боковые панели ПЧВЗ. Сливаемый воздух через межпанельную щель через 2-ю зону также выводится под крыло. Третья зона (над задней панелью) непроточная, она сообщается с каналом ПЧВЗ перфорацией в задней части задней подвижной панели для разгрузки последней от больших перепадов давления на ней, особенно в случае прохождения мощной волны давления от двигателя в случае помпажа. В 3-й зоне находятся гидроцилиндры системы СУЗ. Обе подвижные панели и обе разделительные шторки имеют по боковым торцам подпружиненные фторопластовые вкладыши-уплотнители, скользящие по боковым поверхностям ПЧВЗ при повороте панелей. Носок задней панели, так же как и входные кромки ПЧВЗ, имеет электрическое подогревательное устройство, включаемое в условиях обледенения.

Средняя часть ВЗ (СЧВЗ), длиной 7,5 м, изготовлена в основном из теплостойких алюминиевых сплавов. К общим для спарки каналов клепаным шпангоутам СЧВЗ канальные обшивки крепятся прессовой клепкой через герметизирующую прокладку. Ударная клепка запрещена, чтобы головки заклепок не повреждались и не попадали в двигатели. В случае ремонта в эксплуатации применяются невыпадающие винты. Наружная обшивка крепится к шпангоутам в основном заклепками, а в зонах вблизи створок — невыпадающими винтами. В каждом канале СЧВЗ установлены 4 «плавающие» створки подпитки (3 сбоку и 1 снизу) и 1 створка перепуска со своим гидроцилиндром. В закрытом положении створки герметизируются обжатием их наружными кромками резиновых профилей в окантовке. Створки подпитки снабжены небольшими гидравлическими демпферами. Эти демпферы гасят колебания створок во время их безнагрузочного состояния перед полным прикрытием (при скорости полета 700–900 км/час),

смягчают удары створок о конструкцию каркаса СЧВЗ при помпаже двигателя, ограничивают полное открытие створок углом примерно 40°. Канал СЧВЗ по длине плавно меняет форму поперечного сечения с прямоугольной на овальную (в зоне размещения тележки шасси) и далее на круглую.

Задняя часть воздухозаборника (ЗЧВЗ) выполнена из теплостойких алюминиевых сплавов. Обшивка воздушного канала усилена поперечным приклепанным набором П-образных профилей, имеет толщину 1,8 мм под профилями, а между ними толщина доведена травлением до 1,2 мм. Обшивка канала и наружняя обшивка конструктивно не связаны. Каждая из них самостоятельно крепится к крылу. В правой спарке внизу между каналами размещен отсек вспомогательной силовой установки (ВСУ), в котором забор воздуха производится из окружающего пространства, а выхлоп — на верхнюю поверхность крыла. Нижняя наружная обшивка имеет отверстия диаметром 5 мм для дренажа наружу попадающего в ЗЧВЗ топлива в аварийной ситуации. На канале ЗЧВЗ установлен коллектор отбора воздуха в СКВ. Для предотвращения распространения пожара от двигателя в зону ВЗ, в конце ЗЧВЗ установлена перегородка и проставка к двигателю, выполненные из жаропрочной стали. Проставка жестко крепится к ответному фланцу двигателя стяжным хомутом, а к каналу ЗЧВЗ — телескопическим соединением, уплотненным резиновой трубкой.

Дефекты и отказы. Проверка на герметичность всего ВЗ в сборе на специальном приспособлении показала вначале значительные утечки воздуха в местах герметизации — до 3,5% от расхода воздуха через двигатель. Значительные утечки возникали при выдавливании из своих гнезд полых уплотнительных трубок. После ряда доводочных работ по герметизации, в том числе после применения более жестких уплотнительных трубок и ужесточения допусков на зазоры в пазах, герметичность была доведена до приемлемых значений 0,2...0,5 % от расхода воздуха через двигатель. В процессе полетов возникали трещины на плоских участках (220×220 мм) обшивки ПЧВЗ толщиной 1,8 мм. Дефект был устранен заполнением полиуретаном секций между внешней и канальной обшивками. Неоднократные вначале отказы СУЗ не приводили, как правило, к срыву полетов ввиду резервирования системы. Значительной доводки потребовали плоские матерчатые электронагреватели, размещенные в тонких передних кромках («губах») ПЧВЗ. В дальнейшем они были заменены на фольговые. Несмотря на все внимание к надежности клепки, имели место неоднократные выпадения головок заклепок и их частей в двигатели и последующие забоины лопаток компрессора. Потребовалось наведение очень строгой технологической дисциплины, в частности, по подгонке поверхностей и по зенковке отверстий перед клепкой.

Значительные помпажные нагрузки от двигателя вызвали необходимость в специальной доработке задней подвижной панели — перфорации ее задней части, чтобы помпажная ударная волна попадала в замкнутое надпанельное пространство и создавала бы в нем повышенное давление, разгружая тем самым панель.

Анализ возможности попадания в ВЗ с земли опасных посторонних предметов показал:

· Основная масса выброса из-под передних колес идет вне зоны ВЗ, и основной мерой, практически полностью исключающей опасность заброса посторонних предметов с ВПП, является установка защитного щитка на передней тележке шасси.

· Для принятой компоновки самолета с крупноразмерными ВЗ, расположенными сравнительно близко от земли, расчет по методике ЛИИ показал, что существует возможность повреждения лопаток компрессора из-за «вихревого засоса» частиц с земли. Вихревой засос связан с тем, что при работе на месте процесс всасывания воздуха в ВЗ обычно сопровождается образованием быстро вращающегося воздушного жгута (диаметром от 20 до 70 мм), у которого один воронкообразный конец находится на земле перед входом в ВЗ, а другой через ВЗ уходит в двигатель.

· Необходимо, чтобы лопатки компрессора были максимально ударостойкими. Необходима также тщательная регламентация допустимых в эксплуатации забоин лопаток и методов ремонта в эксплуатации.

· Должны строго выполняться действующие правила по чистоте рулежных дорожек и ВПП в аэропортах.

В целом конструкция воздухозаборников СПС Ту-144 показала хорошую работоспособность и обеспечила летные испытания самолетов и пассажирские перевозки Москва–Алма-Ата–Москва с двигателями НК-144А и опытную эксплуатацию с двигателями РД-36-51А на самолетах Ту-144Д.

В разработке конструкции ВЗ и его доводке активно участвовали ведущие конструкторы ОКБ А.П. Балуев, Е.М. Миндлин, В.С. Тимофеев, Н.П. Леонов, Н.Н. Першин, Е.Е. Кузьмин, В.А. Гусаров, В.И. Роганов, Ю.С. Егоров, Д.А. Кожевников, Э.С. Березанский, Н.И. Федосеев, М.И. Гусихин, А.С. Сидоров, А.В. Веремьева, В.Ю. Шалтупер.

На характерных режимах полета воздухозаборник изменяет свою конфигурацию следующим образом:

· Взлетный режим и набор высоты — разгон на дозвуковых скоростях. Панели клина полностью убраны, створки перепуска закрыты, створки подпитки открыты, постепенно прикрываются по мере разгона, полностью закрыты на скоростях полета 700–900 км/час.

· Крейсерский дозвуковой полет (M до 0,94) — то же, что по пункту взлетного режима.

· Разгон самолета на сверхзвуковых скоростях ($M \geq 1{,}3$). Панели клина выпущены в соответствии с программой регулирования, все створки закрыты, происходит слив пограничного слоя.

· Сверхзвуковой крейсерский режим (M=2–2,2). Панели клина выпущены в соответствии с программой регулирования, все створки закрыты, расчетный режим работы ВЗ и слива пограничного слоя.

· Торможение самолета после сверхзвукового полета. Двигатели задросселированы. Панели клина полностью выпущены и створки перепуска полностью открыты. Створки подпитки закрыты. По мере торможения самолета в соответствии с программой регулирования панели клина и створки перепуска прикрываются и при $M \approx 1{,}3$ устанавливаются в положение крейсерского дозвукового полета.

Экспериментальные модельные исследования ВЗ. Совместно с ЦАГИ (под руководством А.В. Николаева, В.И. Васильева и др.) была выполнена большая программа продувок различных моделей ВЗ в аэродинамических трубах, в том числе при различных сочетаниях ВЗ с крылом. Для ускорения процесса испытаний и экономии дорогого трубного времени большие модели ВЗ (масштаб 1:15) имели дистанционно управляемые в процессе продувки панели клина, створки перепуска и дроссельные устройства, изменяющие расход воздуха через модель ВЗ. Эти испытания подтвердили результаты проведенных ранее расчетов по выбору основной геометрии ВЗ и позволили уточнить оптимальную программу регулирования. Модельные испытания позволили также проверить и рекомендовать ряд детальных конструктивных решений, повышающих эффективность ВЗ. К ним относятся: применение диффузорного канала слива пограничного слоя (ПС), определение оптимальной величины этого слива с крыла перед ВЗ (70% толщины ПС) и с передней подвижной панели клина через перфорацию на ней (1% от расхода воздуха через двигатель) и через зазор между передней и задней подвижными панелями, еще 3% — применение небольших вырезов в передних кромках нижней обечайки и боковых наклонных панелях в местах пересечения (для ослабления возникающих в углах прямоугольного канала вихрей (особенно при скольжениях самолета), которые слабо затухают даже в длинном канале и снижают запас газодинамической устойчивости двигателя), профилирование коллекторного контура передних кромок створок подпитки в пределах их конструктивной толщины, которое заметно повышает эффективную площадь створок, фокусировка косых скачков уплотнения от панелей клина чуть впереди — ниже кромки нижней обечайки с переливом через нее наружу 5% от G_B. За счет выпуска наружу части имеющегося воздуха (сливы с панели, переброс через обечайку) возникает дополнительное аэродинамическое сопротивление ВЗ порядка 2% от общего сопротивления самолета. Это цена повышенной эффективности работы ВЗ.

Процесс вихревого захвата посторонних частиц с земли был исследован на специальных моделях. Размер опасных для двигателя частиц в соответствии с теорией подобия моделировался калиброванными песчинками, которые перед испытаниями рассыпались тонким слоем на земле под входом в ВЗ. Внутри ВЗ устанавливались ловушки песка. При испытаниях модели без обдува процесс засасывания начинался с разброса вихревым жгутом частиц по земле в горизонтальной плоскости. Соударяясь между собой и/или отражаясь от естественных неровностей земли, некоторые частицы подскакивали достаточно высоко вверх и попадали в зону подхвата их потоком всасываемого воздуха. Вихреобразование заметно усиливалось при боковом и попутно-боковом ветре и особенно при порывах. Испытания показали,

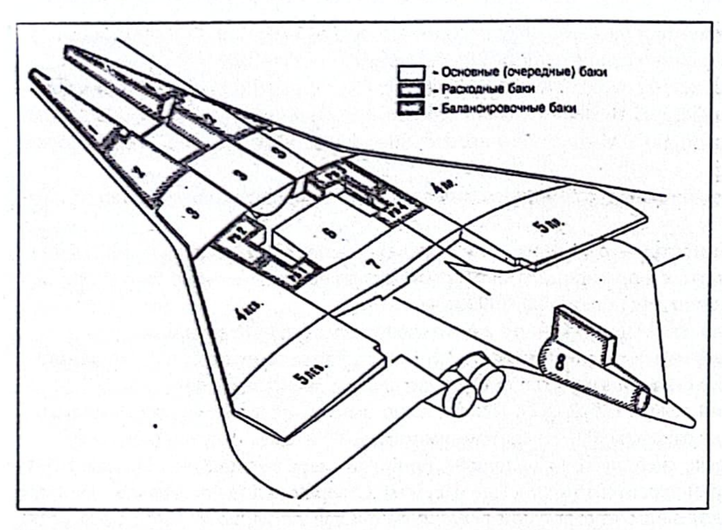


Схема размещения топливных баков

что вихреобразование и последующий засос частиц можно значительно снизить разрушением вихря — сдуванием его струей сжатого воздуха, направленной из форсунки вниз-назад (на 5...10 градусов). Эффективность сдувания повышается при приближении форсунки к земле на выносной штанге и/или вращении форсунки в горизонтальной плоскости. На самолетах Ту-144 такие устройства не устанавливались. Для самолета Ту-160 был успешно испытан опытный образец форсунки, расположенной в носке нижней обечайки ВЗ.

Очень важные результаты были получены при моделировании условий руления на ВПП. При скоростях движения на ВПП на уровне 50–70 км/час вихрь частично разрушается и не примыкает к поверхности. Засос посторонних предметов с земли прекращается.

Мы рекомендовали в РЛЭ применение такого метода старта. После снятия стартового тормоза трогание на пониженных режимах и вывод двигателей на максимальный режим на скоростях 50–70 км/час (в мировой практике такой режим носит название «rolling start» — старт с движения). Испытания показали, что взлетные дистанции при этом меняются незначительно, а вероятность досрочного съема двигателей из-за попадания посторонних предметов практически становится пренебрежимо малой.

Моторно-стендовые испытания с натурным ВЗ в наземных условиях были проведены на стенде моторного завода с двигателем НК-144 и на стенде в МИК ЖЛИиДБ с двигателем РД-36-51А. Условия дозвукового полета имитировались при этом, как обычно, путем установки на входных кромках ВЗ плавного лемнискатного коллектора, снимающего кромочные потери давления. На высотно-скоростном стенде Ц1-А ЦИАМ были испытаны совместная работа двигателя НК-144 и ВЗ в условиях обдува последнего потоком с числом M=1,9–2,3 при углах скольжения до 4°. Моторно-стендовые испытания подтвердили расчетные характеристики ВЗ и запас его прочности при многократных помпажах двигателя, дали рекомендации по применению на взлете створок подпитки вместо отклоняемого носка обечайки и профилировке (скруглению) кромок этих створок, по регулированию ВЗ, по борьбе с вихревыми жгутами на входе.

Летные испытания силовой установки проводились на самолетах Ту-144 и Ту-144Д в рамках общей программы испытаний самолета. Для оптимизации программы регулирования ВЗ на всех рабочих числах М полета измерялись полные напоры воздуха перед двигателем в 30–40 точках и определялись коэффициенты напора (σ) и неоднородности потока (ϖ) при различных положениях панелей клина. Эти показания воздушных напоров, а также поля статического давления вдоль канала ВЗ записывались на самописцы. Результаты этих испытаний также подтвердили в целом хорошие характеристики и надежность работы ВЗ и в то же время выявили ряд специфических особенностей:

· В полетах с двигателями НК-144 первых поставок в области чисел M=2,0 происходило снижение тяги двигателей ниже заявленной, так как ограничитель максимальной температуры газа «срезал частоту вращения (обороты) двигателей. Одновременно из-за падения расхода воздуха через двигатель возрастало аэродинамическое сопротивление ВЗ вследствие увеличения переброса воздуха наружу через обечайку в прямом скачке уплотнения. При дальнейшей доводке двигателя была обеспечена более высокая частота вращения, что привело к увеличению тяги и расхода воздуха. Для снижения аэродинамического сопротивления ВЗ при недоборе воздуха был спроектирован и установлен на самолет удлиненный клин ВЗ, позволявший перебросить излишек воздуха в косых скачках уплотнения с очень малыми аэродинамическими потерями без трудоемкой переделки передней части воздухозаборника.

· Заметные колебания свободных (не управляемых принудительно) створок подпитки в разгоне самолета перед полным закрытием (скорость полета 600–700 км/час). Кроме того, в случаях помпажа эти створки сильно ударяли по конструкции ВЗ. Эти неблагоприятные явления были полностью ликвидированы установкой на створки подпитки небольших гидравлических демпферов.

· Измерения, сделанные при помпаже в полете одного среднего двигателя, показали, что в каналах ВЗ остальных трех двигателей возникали колебания давления, длившиеся 0,5 сек. Эти колебания не нарушали устойчивости работы остальных двигателей. Для дополнительной страховки по сигналу «помпаж» автоматически отключались противопомпажные системы остальных двигателей, что исключало их ложное выключение.

· При числах M полета в диапазоне M=2–2,2 в кабине пилотов был слышен характерный «зуд», вызываемый, как было установлено, колебаниями («дрожью») передней части задней подвижной панели. Решили устранить этот «зуд» неординарным способом — сделать крупную перфорацию (отверстиями диаметром 20 мм) передней части задней подвижной панели. Летные испытания полностью подтвердили полезный эффект — «зуд» прекратился. Возможными причинами этого «зуда» могли быть нестабильное поведение потока со скачками уплотнения вблизи носка задней панели или ее автоколебания при недостаточном зазоре между панелями, который сообщает область «горла» ВЗ с трактом слива пограничного слоя. Впоследствии носовую часть задней панели просто обрезали, увеличив зазор между панелями. Неожиданный быстрый успех нестандартного метода «лечения» вызвал шутливую реакцию знатоков: мы, мол, просто действовали по старинному анекдоту, рекомендовавшему, вопреки очевидности, перфорировать критические места, чтобы в них не было поломок, на основании длительного житейского опыта с рулонной туалетной бумагой, которая почему-то никогда не рвется по перфорации.

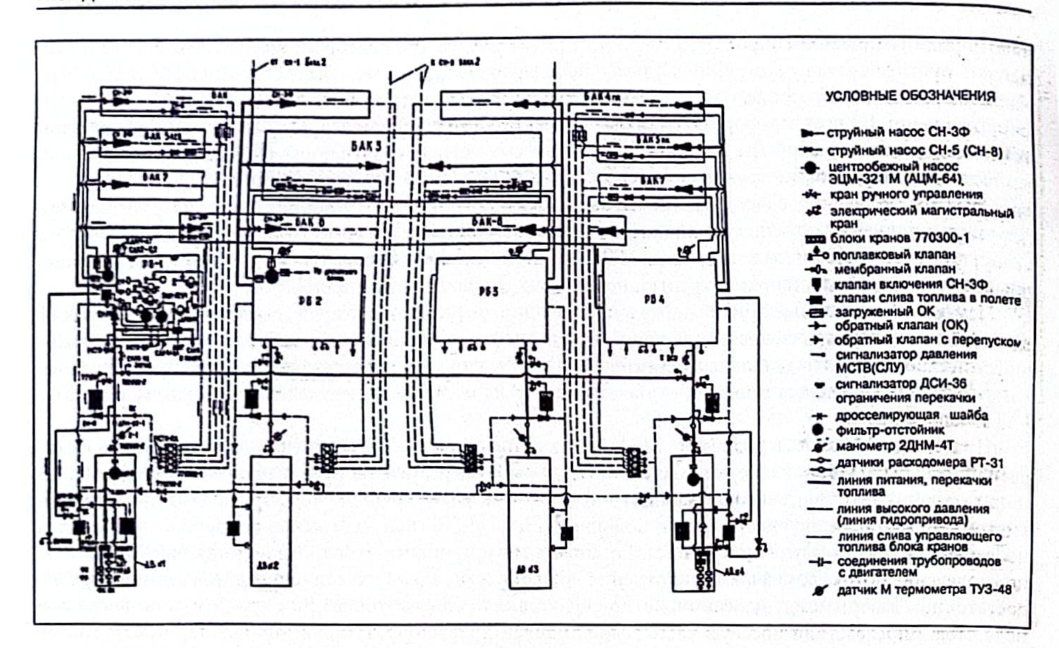
В исследованиях сверхзвуковых ВЗ в 60–80-е годы активное творческое участие принимали ведущие специалисты: В.М. Вуль, Е.Р. Губарь, Н.Н. Фураева, Е.В. Сергеев, Е.П. Быков, В.М. Прошин, В.А. Филиппов, М.Д. Шатылович, В.А. Янчук специалисты по СУЗ М.Я.Гольдман, В.Е. Просвиркин, Л.А. Шаронкина, В.П. Колканов, сотрудники ЖЛИиДБ Б.И. Шаферман, Д.С. Вильде, В.Д. Борисов.

Сравнение ВЗ самолетов Ту-144 и «Конкорд». Основное отличие двух ВЗ заключается в длине каналов. На самолете «Конкорд» применен короткий канал ВЗ длиной всего 4 «калибра» (диаметра входа двигателя), в то время как на самолете Ту-144 применен ВЗ длиной 10 «калибров». При этом на самолете Ту-144 это одновременно позволило оптимально решить вопросы размещения основных тележек шасси, упростить СУЗ ВЗ и решение вопросов взаимодействия ВЗ и двигателя. При этом оба ВЗ имеют очень близкую газодинамическую схему внешнего сжатия с активным использованием слива пограничного слоя (ПС) с крыла перед ВЗ, а также с клина сверхзвукового торможения. Значение коэффициента «σ» у ВЗ самолета Ту-144 при M=2 примерно на 1–1,5% ниже, чем на самолете «Конкорд», за счет большей длины канала и меньшего слива ПС, а значение «σ» при M=0 на самолете «Конкорд» выше, за счет пониженных режимов работы двигателей на режиме «роллинг-старта». Характерно, что обоим ВЗ были первоначально свойственны похожие недостатки типа пульсации потока в «горле» ВЗ в области полетов вблизи M=1,9, появления вибрационных трещин на обшивке ВЗ, возможности вихревого засоса с земли посторонних предметов.

Для оптимизации ВЗ самолета «Конкорд» потребовалось более 3500 часов испытаний в аэродинамических трубах.

К характерным особенностям ВЗ самолета «Конкорд» также относятся:

· Величина слива с переднего клина составляла 7% от расхода воздуха через двигатель. Сливаемый воздух через межпанельный промежуток направлялся короткими воздухопроводами в мотогондолу для



Принципиальная схема расхода топлива

ее вентиляции и далее для запитки реактивного сопла. На самолете Ту-144 слив составлял не более 4%, выпускался вбок под крыло, а величина межпанельного промежутка (способствующего стабилизации течения в «горле») была в начале более чем вдвое меньше, чем на «Конкорде», а затем была значительно увеличена.

· На нижней поверхности обечайки за ее носком выполнен небольшой слив ПС (0,5%) через перфорацию для улучшения устойчивости течения в канале при скольжениях самолета.

· Сложная система автоматического управления ВЗ замкнутого типа с программой перестройки по каналам обратной связи по числу *М* полета.

· Детальная проработка конфигурации носка крыла перед ВЗ. Первоначальная конфигурация многократно изменялась (менялся отгиб) для улучшения условий входа в ВЗ при уменьшении углов атаки самолета.

Продолжение исследований по ВЗ. В рамках общей программы аэродинамических и тепловых испытаний на российско-американской летающей лаборатории Ту-144ЛЛ в 1997–1999 годах совместно с НАСА, фирмами Боинг, Локхид, Дженерал Электрик, Пратт Уитни нами были проведены новые исследования на специальном схематизированном осесимметричном сверхзвуковом ВЗ, установленном на моторном стенде МИК ЖЛИиДБ совместно с двигателем РД-36-51А.

Испытания позволили получить новые данные по влиянию длины и конфигурации дозвукового диффузора при стационарном режиме течения и при возмущениях течения в канале, которые имитировались быстрым закрытием специальных створок подпитки.

Топливный комплекс (ТК). Обычные для дозвуковых самолетов функции питания стандартным топливом основных двигателей и вспомогательной силовой установки с сохранением центровки самолета в полете по мере выработки топлива дополняются на сверхзвуковых самолетах следующими задачами:

· Выбор сорта топлива, способов его подачи и условий его безопасного применения при повышенных температурах топлива и больших высотах полета СПС.

· Быстрая перебалансировка самолета в связи со скачкообразным смещением центра сил воздушного давления при достижении самолетом скорости звука (*М*=1).

· Использование хладоресурса топлива для отвода тепла от тепловыделяющих систем: кондиционирования воздуха, гидравлической системы, масляной системы двигателя и привода постоянных оборотов.

Эти задачи в топливном комплексе самолета выполняют следующие входящие в него системы:

1. Система перекачки топлива из семи основных кессонных баков (образованных конструкцией самого крыла) в четыре расходных бака (по одному на двигатель). Емкость всех топливных баков примерно 127 м³, что позволяет разместить запас в 100 т керосина Т-8 с удельным весом 0,798 кг/л.

2. Система подкачки топлива в двигатели из расходных баков, в которых установлены два электрических насоса марки ЭЦН-321М (из них один резервный) и один резервный струйный насос (на случай полного обесточивания самолета). В этой системе установлено также противоперегрузочное устройство и теплообменники для охлаждения тепловыделяющих систем.

3. Система автоматического управления порядком выработки топлива из основных баков (СУИТ1-3 с емкостными топливомерами и датчиками уровня топлива) для управления центровкой самолета. Эта же система управляет порядком заполнения баков при заправке самолета топливом. В СУИТ предусмотрена индикация необходимых параметров и возможность ручного управления системой.

4. Система измерения текущего расхода топлива (расходомеры топлива). Сравнение показаний расходомеров и топливомеров позволяет обнаружить утечку топлива из системы.

5. Система быстрой перебалансировки самолета путем перекачки до 12 т топлива в специальный хвостовой фюзеляжный бак № 8 из передних баков № 1 и № 2 при достижении в разгоне скорости полета, соответствующей *М*=1, и обратной перекачки в основные баки при торможении самолета. Такая перебалансировка необходима в связи со смещением при $M \geq 1$ центра давления аэродинамических сил.

6. Система перекрестного питания (включаемая в отказных случаях вручную), позволяющая питать двигатели из любого расходного бака (что может быть необходимо при отказах двигателей в полете). При этом сохраняется порядок выработки из основных баков, обеспечивающий центровку самолета.

7. Система дренажа топливных баков (сообщения их воздушного пространства с атмосферой) и подачи в них нейтрального газа (азота).

8. Система централизованной заправки самолета топливом, имеющая 4 штуцера для присоединения заправочных шлангов от одного до четырех топливозаправщиков типа ТЗ-22 или от централизованной раздаточной системы аэропорта. При необходимости возможна заправка самолета «по старинке» — через заливные горловины в топливных баках.

9. Система аварийного слива топлива в полете.

Выбор основных конструктивных параметров ТК, в т.ч. оптимизация по массе (весу) соотношения размеров трудобопроводов и мощности и массы топливных насосов, впервые производился на основании математической модели ТК.

Выбор сорта топлива для самолета Ту-144 в значительной степени определялся тем, что на начальном этапе создания самолета длительный полет был запланирован со скоростями, соответствующими числу *М*=2,35. При этом температура топлива в баках к концу полета должна была достигать 100°С, а последних порций на дне бака — 140°С. Перед форсунками двигателей эта темпетаратура возрастала еще на 40-60°С. В этих условиях термостабильность (допустимое выпадение смол, осадков и нагара) у стандартных топлив ИС-1 и Т-1 была недостаточной. Было решено применить гидроочищенное топливо Т-8 (Т-8В), удельный вес которого составлял 0,79 кг/л против 0,775 кг/л у стандартных топлив. В качестве резервного топлива был выбран керосин марки Т-6 с удельным весом 0,83 кг/л, что позволяло использовать этот резерв для увеличения дальности полета при имеющихся объемах баков.

Особое внимание при разработке топливной системы было обращено на *вопросы пожаро- и взрывобезопасности*. Исследования и опыт эксплуатации гражданских дозвуковых самолетов, у которых температура топлива в баках не превышала 45°С, показали, что для них единственным реальным источником поджога топлива может быть только разряд атмосферного электричества (удар молнии). Для предотвра-

щения этого события достаточно правильно расположить дренажные отверстия на борту самолета в т.н. зоны невероятного попадания молнии. Иногда требуется устанавливать в дренаже пламягасители. Толщина обшивки топливных баков также должна выбираться с учетом этой опасности и быть не менее 2 мм. Самолет должен иметь нормированную металлизацию с применением специальных «стекателей» на концах крыла и автоматическим заземлением при посадке.

Для сверхзвукового самолета указанных мер недостаточно. Пары горячего топлива имеют значительно более низкий порог воспламенения. В реальных условиях для топливных баков сверхзвуковых самолетов опасность представляют такие источники воспламенения, как разряды статического электричества, образующиеся при заправке и перекачке топлива, искры от неисправной электропроводки или неисправного оборудования.

Уже на начальном этапе было решено по аналогии с военными самолетами создать в надтопливном пространстве баков нейтральную (невоспламеняемую) среду.

Была выполнена большая программа научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Это позволило найти оригинальное решение — замещение азотом в процессе заправки топлива растворенного в нем кислорода. Процесс получил название «азотирование топлива».

К характерным конструктивным особенностям ТК самолета Ту-144 можно отнести применение для перекачки топлива из основных баков в расходные очень компактных и легких струйных (эжекторных) насосов типа СН-3Ф, размещенных в тонких полостях консольных крыльевых баков сложной формы. Самые последние порции топлива выбирались малогабаритными струйными насосами СН-5, способными практически осушить узкие, затененные силовым набором части крыла. СН-5 включаются в работу автоматически, когда СН-3Ф этого бака, выкачав основную часть топлива, отключается и начинается подача топлива в расходный бак из следующего основного бака. Насосы СН-5 перекачивают топливо в расходные баки через фильтры-отстойники. Активное топливо (с давлением 17–20 ата) забирается от приводного насоса ДЦН, установленного на коробке приводов, и из линии перепуска из насоса высокого давления НД двигателя. Струйный насос СН-8 применяется для прокачки топлива методом отсоса через теплообменники, установленные в параллельной магистрали системы подкачки. Струйный насос СН-3Ф используется также как дублирующий в расходном баке в случае полного обесточивания самолета. Применение в струйных насосах активного топлива от ДЦН и НД позволяет органично использовать излишки топлива, сбрасываемого из них во избежание перегрева. Отсуствие подвижных элементов делает

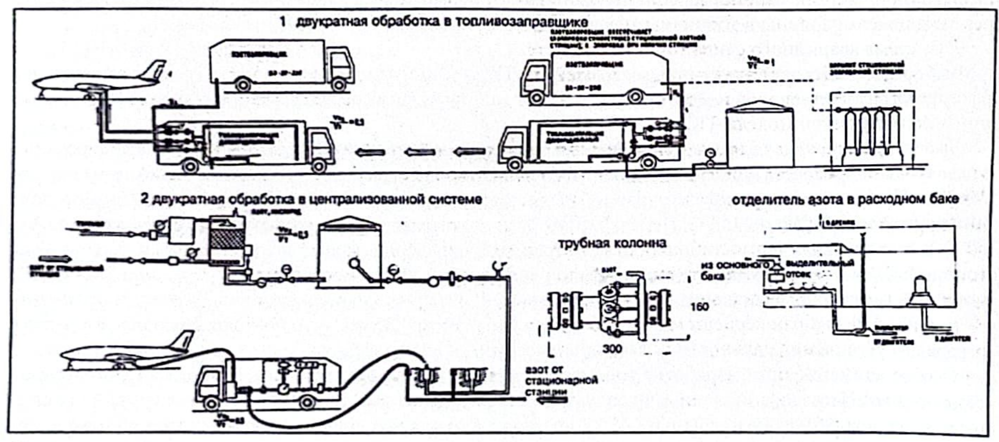


Схема азотирования топлива

струйные насосы взрывобезопасными и очень надежными, не требующими дублирования в баках. В сочетании с отсеком-отстойником в расходных баках струйная подача обеспечивает полную дегазацию подаваемого в двигатель топлива, т.е. повышает высотность системы, а выделившийся азот создает нейтральную атмосферу в баках. Все это, в сочетании с малой массой струйников, позволило создать для самолета Ту-144 высокоэффективную и надежную топливную систему, несмотря на низкий коэффициент полезного действия струйных насосов.

В системе балансировочной перекачки в качестве основных применены гидроприводные топливные насосы, что обеспечивает балансировочную перекачку в случае полного обесточивания самолета.

В дренажной системе для повышения давления в топливных баках на больших высотах установлены воздушные эжекторы, создающие избыточное давление 0,14...0,16 ат. Активный воздух для них отбирался из коллектора сброса воздуха из системы кондиционирования кабины. Такая схема позволила избежать применения более сложной и менее надежной закрытой клапанной системы дренажа, обеспечив точное регулирование давления наддува.

Значительная часть исследований ТК была проведена совместно с топливной лабораторией ЛИИ (Н.И. Тихонов, В.А. Котерев, Т.М. Котерева, Н.В. Морозова-Ростовская и другие). Кроме исследований описанных выше элементов ТК самолета Ту-144, была также разработана и проверена конструкция струйного насоса с одним эжектором, отсасывающим топливо из нескольких точек, при этом отсутствие топлива в некоторых из них (оголение заборника) не препятствовало забору топлива из других точек. На самолете Ту-144 эту систему установить не успели. Она нашла применение на других самолетах. Была также разработана и испытана в лаборатории конструкция экспериментального мембранного бортового разделителя газов азот-кислород, обогащавшая азотом проходивший через него поток воздуха.

Многолетний опыт испытаний и опытной эксплуатации самолетов Ту-144 и Ту-144Д подтвердил надежность работы и высокие характеристики топливного комплекса самолета. Активное творческое участие в создании ТК принимали Б.С. Иванов, А.А. Курьянский, В.В. Малышев, В.А. Тверецкий, В.Д. Борисов, В.А. Надей, Н.Я. Боровой, Э.Н. Красовский, А.Ф. Червяков.

Возникшие проблемы разработки и внедрения ТК потребовали проведения огромной научно-экспериментальной работы, которая была развернута в ОКБ Туполева и смежных организациях.

В начале 60-х годов были недостаточно изучены вопросы влияния длительного нагрева на состояние топлива и топливные системы. Из общей теории было ясно, что некоторые виды топлива будут сильно окисляться, образуя смолы и осадки, что должно серьезно влиять на топливную систему (например, забивать фильтры и жиклеры). Известно было также, что возможно значительное испарение топлива из топливных баков.

Первые серьезные исследования были проведены на топливной системе беспилотного изделия «121», на котором было применено топливо Т-5. Был создан полноразмерный топливный отсек, состоящий из двух баков: расходного и очередного, размещенных в центроплане изделия. Этот отсек был установлен на стенде Ц12Т ЦИАМ, на котором моделировались тепловые условия в полете. Одновременно моделировался расход топлива из баков. Совершенно неожиданно примерно на 50-й минуте эксперимента отсек взорвался. Расследование этого происшествия показало, что известные литературные данные разных авторов, исследовавших самовоспламенение топлив, весьма противоречивы и проведенные ими экспериментальные исследования не моделировали сочетание истинных условий в топливных баках сверхзвуковых самолетов.

В связи с этим было принято решение срочно построить второй отсек, продолжить исследования и, при необходимости, разработать эффективную защиту от самовоспламенения. Работу поручили провести группе молодых инженеров во главе с В.В. Малышевым. При повторном испытании на 46-й минуте испытаний неожиданно начали возрастать давление и температура в топливных баках. Эксперимент был тут же остановлен, а для предотвращения взрыва в отсек подали углекислоту. При вскрытии баков в верхней части в нескольких местах были обнаружены характерные признаки воспламенения топлива: Стало ясно, что требуется создание специальной физической установки для детального изучения этих явлений.

Именно в это время начиналась проработка проекта самолета Ту-144. А.Н. Туполев, хорошо понимая важность и новизну проблемы, привлек к исследованиям ЦИАМ и кафедру физической, коллоидной и радиационной химии Московского института НХ и ГП имени Губкина. Молодые инженеры ОКБ во главе с В.В. Малышевым и специалисты институтов под научным руководством профессора Г.М. Панченкова начали решать поставленную задачу. На моделях топливной системы и моделях баков впервые были проведены регулярные эксперименты по изучению воспламенения авиационных топлив. Были изучены также массообменные процессы в баках. Большинство исследований проводилось в 9-й лаборатории ЦИАМ (руководитель к.т.н В.В. Макаренков) с участием специалистов многих организаций. Проведенные работы показали новизну проблемы (в Госкомитете по изобретениям и открытиям отчет № 62406 от 1964 года был зарегистрирован как первая работа по проблеме), но что самое главное — было показано, что исследование проблем топливной системы требует специального, близкого к натурным условиям эксперимента. По указанию А.Н. Туполева создается в ЖЛИДБ специальное подразделение — Моторно-испытательный комплекс (МИК) и выдается задание на строительство стендов топливной системы самолета Ту-144.

Проведенные исследовательские работы позволили предложить использовать для самолета Ту-144 азотирование топлива как средство решения многих технических задач, включая проблемы самовоспламенения, правильной организации процессов массообмена в топливных баках как в жидкой фазе, так и в газовой фазе, обезвоживания топлив. Для перекачки топлива были разработаны струйные насосы.

В конце 1967 года МИК был построен и введен в строй. В 1968 году был запущен первый стенд для испытаний подсистемы перекачки и подкачки топлива. В дальнейшем шло непрерывное строительство и модернизация оборудования комплекса.

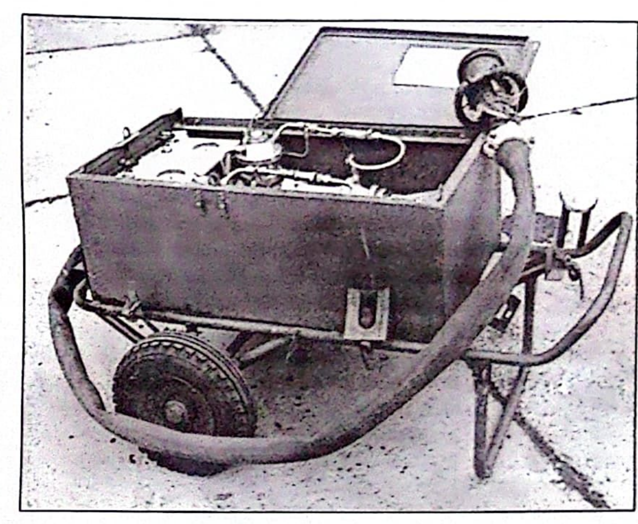
Моторно-испытательный комплекс состоит из четырех корпусов общей площадью около 10 000 квадратных метров. В окончательном виде в состав комплекса входило более 120 универсальных и специальных стендов и установок для отработки элементов топливной системы самолета Ту-144 и топливохранилище, обеспечивающее все стенды холодным (–60°С) и горячим (210°С) топливом. В состав топливного комплекса входили также вакуумные, пневматические и гидравлические установки, химическая лаборатория, управляющий вычислительный центр, автоматическая система пожаротушения всех корпусов и другие технологические установки. В МИК была перевезена часть установок ЦИАМ, на которых ранее проводились исследования по самовоспламенению топлива.

Наряду с конкретными испытаниями элементов топливной системы самолета Ту-144, были продолжены исследования по определению коэффициентов диффузии и растворимости газов в реактивных топливах, что позволило получить необходимые исходные данные для расчетов по массообмену в топливе и надтопливном пространстве и определению потребного запаса нейтрального газа. На базе этих расчетов начались конкретные работы по проектированию систем азотирования топлива. Был также создан прибор для определения количества газа, растворенного в жидкости, и отработана методика для его применения. Впоследствии прибор был усовершенствован, что позволило использовать хроматографический метод определения растворенного кислорода в топливе.

Результаты указанных работ были внедрены далее в повседневную практику и стали государственным стандартом.

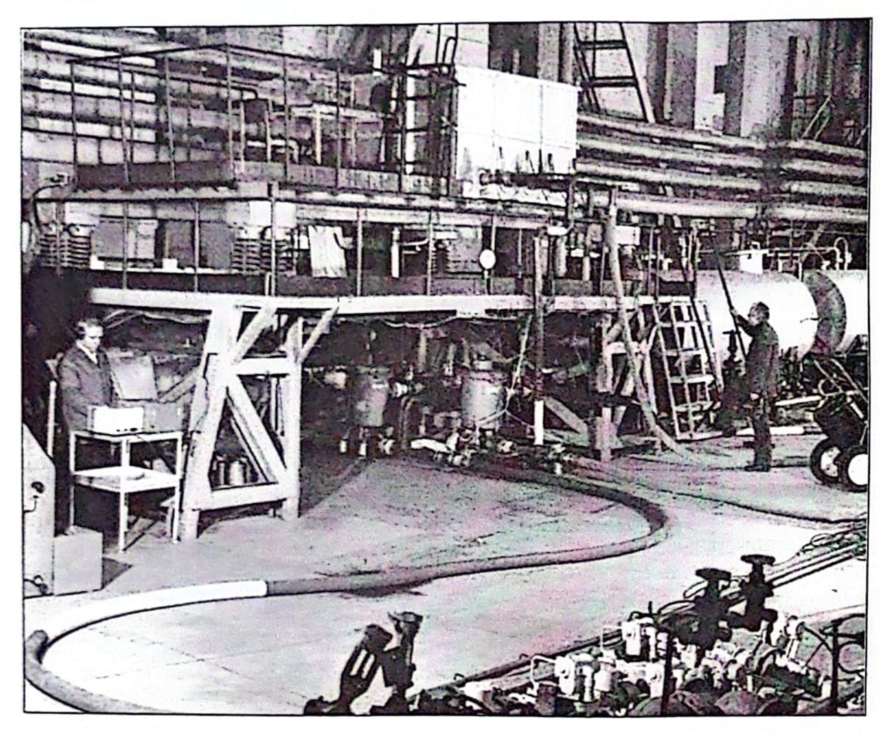
Исследования на модельных баках позволили получить результаты влияния различных материалов на характер выделения газов из топлива. Было показано, что выделение растворенного газа из топлива происходит не только через поверхность, разделяющую газовую подушку и топливо, но и через поверхность пузырьков. Было также установлено, что инициаторами пузырьков газа являются углубления, макро- и микротрещины, поры в материалах, из которых изготовлен бак. Исследования позволили определить новые требования к чистоте и качеству внутренней поверхности топливных баков. Одновременно было принято решение использовать полученные результаты для управления процессом выделения газов с целью повышения кавитационного запаса топливных насосов.

На установке по изучению самовоспламенения паров топлива были получены достоверные данные по зависимости концентрации кислорода в надтопливной среде от температуры окружающей среды и давления в топливном баке. В дальнейшем установка была модернизирована, что позволило проводить исследования для определения минимально-необходимой энергии самовоспламенения топливо-воздушных смесей от искры в условиях, характерных для топливных баков сверхзвуковых самолетов. Прежде всего это было связано с тем, что из-за значительного увеличения объемов топливных баков и для сохранения времени заправки в эксплуатационных условиях самолет Ту-144 должен был заправляться со скоростью не менее 2000 литров в минуту. Хорошо известно, что при повышении скорости заправки идет значительная электризация топлива, что приводит к опасным последствиям. Так, в 1969 году в Симферопольском аэропорту при перекачке топлива Т-7П в топливозаправщик произошел взрыв. По заключению комиссии по расследованию, наиболее вероятной причиной загорания и взрыва топлива стала повышенная электризация. На стенде электризации топлива МИКа в течение нескольких лет велись интенсивные исследования, которые не только позволили уточнить теоретические расчеты для оценки взрывобезопасности топливных баков, но и разработать эффективные средства защиты от опасных разрядов в баках при высоких скоростях заправки, которые широко применяются в практике наземной заправки и заправки в воздухе.


Передвижная установка для азотирования в аэропортах

Для исследования термической стабильности реактивных топлив в МИКе был проведен большой объем испытаний в статических и динамических условиях при различном содержании растворенного кислорода с выполнением образцов баков из различных конструкционных материалов, которые теоретически могут оказать каталитическое воздействие на окисление углеводородов при температурах выше 100°С. В результате комплекса исследований было доказано, что применение азотированного топлива с малым содержанием кислорода, как в надтопливном пространстве, так и растворенного в топливе, существенно изменяет картину образования осадков и смол в топливах как в статических, так и динамических условиях. Проведенные оценки более чем 30 наименований конструкционных материалов, наиболее часто используемых в конструкциях топливных систем, показали, что после азотирования даже топливо Т-1 при прокачке с температурой 180°С забивает фильтр в такой же степени, как и образец высокостабильного гидрированного топлива. Азотирование способствует снижению нагарообразования на стенках камеры сгорания, не снижает полноты сгорания и не сужает пределы устойчивой работы камеры сгорания. Азотирование топлива повышает надежность топливной системы самолета, улучшает теплообмен в топливно-масляном радиаторе и обеспечивает нормальную работу регулирующей аппаратуры. Одновременно были получены кинетические зависимости по расходу кислорода для различных реактивных топлив, находящихся в контакте с конструкционными материалами. В результате этих работ были выработаны рекомендации по использованию на самолете Ту-144 в качестве резервных широко применяемых топлив ТС-1 и РТ с азотированием их в процессе заправки.

Стенды МИК интенсивно и эффективно использовались и после начала летных испытаний самолета Ту-144. При разборке двигателя НК-144 после небольшого налета на сопловом аппарате и лопатках турбины, на стенках основной и форсажной камер сгорания был обнаружен равномерный налет светло-се-

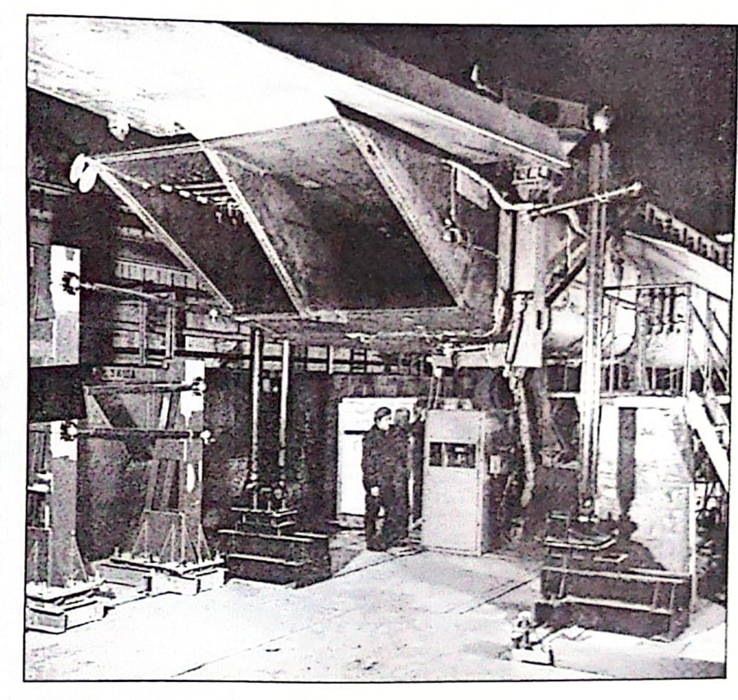


Стенд для исследования процессов электризации

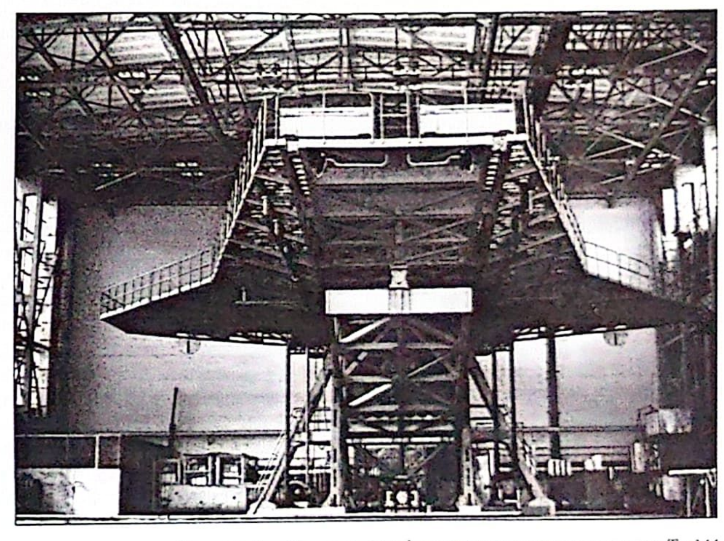
рого цвета, состоящий в основном из SiO. На этом этапе работ кессон-баки самолета герметизировались резиноподобным материалом на основе фторсиликонового каучука. Было сделано предположение, что появление налета связано с вымыванием из герметика низкомолекулярных фракций диметиленлоксана, который при сгорании в двигателе и образует налет на стенках элементов двигателя из SiO. Для проверки этого предположения в МИКе были поставлены специальные эксперименты на полунатурных стендах и специальных установках. В результате испытаний было установлено, что физико-химические свойства исследуемых топлив не выходят за пределы требований ГОСТ, за исключением фактических смол, которых было в 12 раз больше, чем в исходном топливе. Анализ образцов топлива, отбираемых из баков самолета и со стендовых емкостей в процессе 5-месячной эксплуатации, показал, что в топливе увеличились кислотность и зольность. За это же время заметно возросло количество растворимых смол в топливе. Дальнейшая эксплуатация самолета и испытания на стендах в течение 16 месяцев показали, что свойства топлива существенно не изменялись, что можно объяснить только непрерывным растворением компонентов герметика с постепенным вымыванием его из все более глубоких слоев. Повышение температуры топлива с 20 до 52°С привело к повышению количества растворимых смол. Были проведены контрольные испытания на малоразмерной камере сгорания с этими образцами топлива, после которых на стенках камеры были обнаружены аналогичные следы налета светло-серого цвета. При анализе было выяснено, что это — окись кремния. На специальных установках было показано,что образцы герметика теряют свой вес с каждым циклом испытаний и оказывают каталитическое воздействие на образование смол. Данный случай заставил развернуть в МИКе комплекс стендов и установок по изучению взаимовлияния топлива и герметиков, резин, резинометаллических соединений в конкретных условиях применения, что обеспечило внедрение на самолете надежных конструктивных решений.

Испытания самолета Ту-144 показали, что образование смол и осадков во многом связано с наличием органических загрязнений, внесенных в процессе заправки топливом, и оставшимися загрязнениями, которые попали в баки в процессе производства и обслуживания. Посторонние твердые частицы в топливном баке являются центрами коагуляции для соединений органического происхождения. Для детального исследования этих явлений впервые в практике авиационной промышленности СССР был создан специальный беспылевой стенд, на котором в дальнейшем проводились все анализы, связанные с оценкой чистоты топлива. Была также создана эталонная установка для тарировки приборов контроля чистоты топлив и гидрожидкостей, для которой были разработаны и внедрены специальные методики работы. В результате указанных исследований был внедрен метод интенсивной промывки топливных баков с помощью азотированного топлива, что позволило сократить время промывки для достижения 8–9-го класса чистоты по ОСТ 100-160-75 в три раза.

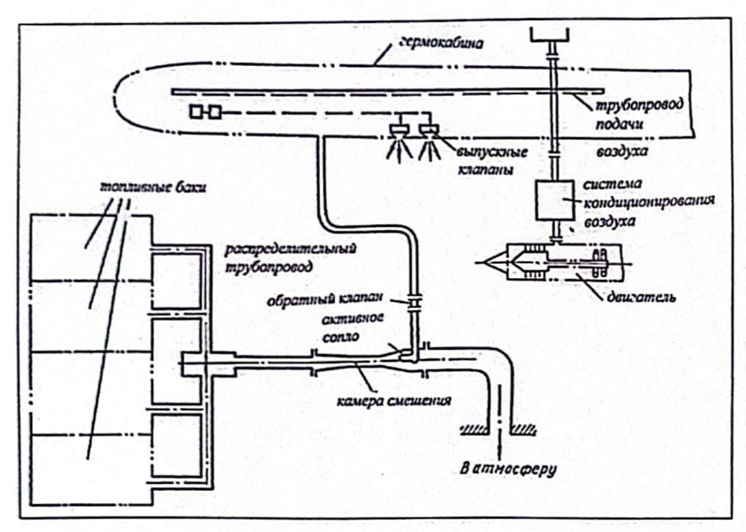
Внедрение в эксплуатацию азотирования топлива для самолета Ту-144 потребовало разработки и внедрения специальных переносных и мобильных устройств, обеспечивающих выполнение необходимых технологических операций на больших топливохрани-



Натурный стенд силовой установки



Натурный подвижный стенд топливной системы самолета Ту-144



Эжекторная система наддува топливных баков

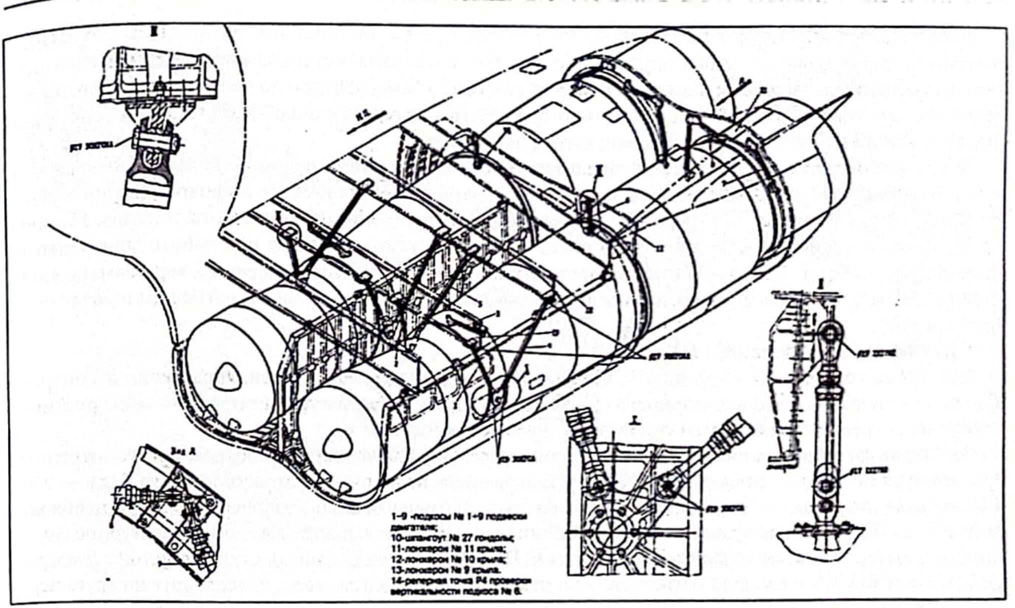
лицах, топливозаправщиках и на борту самолета. Этими устройствами были оборудованы пункты налива топлива в аэропортах Домодедова, Алма-Аты, Ташкента, Баку, Фрунзе, Моздока, Семипалатинска, Иркутска, Хабаровска, Новосибирска, Братска, Благовещенска, которые активно использовались при испытаниях самолетов Ту-144.

Модельные и летные испытания показали, что, несмотря на значительное снижения атмосферного давления в полете, растворенный газ выделяется из топлива не сразу, а значительное время полета находится в пересыщенном состоянии, медленно выделяя растворенные газы. В связи с этим был разработан и внедрен способ выделения газа в расходном баке. Активное выделение растворенного газа начиналось в струйных насосах в зоне наибольшего падения давления в эжекционной камере. Чтобы газовые пузырьки успели покинуть топливо, в расходных баках были выделены достаточно высокие отсеки, куда снизу поступало топливо, подаваемое струйными насосами. Пока топливо поднималось в отсеке, пузырьки газа успевали удалиться, и топливо переливалось в насосный отсек практически дегазированным. Другой исследованный метод был основан на искусственном создании развитой поверхности раздела фаз с помощью введения в массу топлива газо-топливной эмульсии. Созданное для реализации метода устройство обеспечивало выделение азота из перекачиваемого топлива в количестве, пропорциональном опорожненному объему бака. Подача выделившегося азота в очередной опорожненный бак производилась по централизованной системе дренажа, трубопроводы которой сходились в дренажном баке. Воздух из системы наддува поступал в дренаж только в случаях недостатка выделяющегося азота и паров топлива для заполнения свободных объемов, что существенно повышало безопасность полета.

Для отработки балансировочной перекачки топлива, а также отработки топливомеров и системы дренажа был использован натурный поворотный стенд с платформой, которая позволяла одновременное перемещение по тангажу и крену. На платформе были установлены натурные баки самолета Ту-144 с необходимым количеством топлива. Баки вакуумировались, включалась программная система выработки очередных баков и система балансировочной перекачки по специальной программе. Максимальная масса топлива, заливаемого в баки стенда, составляла 110 т. Была предусмотрена возможность изменения температуры топлива. Значительные исследования были проведены для выбора бортовой системы нейтрального газа. Впервые в нашей стране на самолете была установлена система нейтрального газа с использованием жидкого азота. Во многом этот опыт затем был развит при применении криогенных топлив на опытном самолете Ту-155.

На стендах МИКа проходили входной контроль все агрегаты топливной системы. Для получения надежных данных по работе агрегатов в различных климатических условиях были созданы две камеры термостатирования с рабочей температурой 60°С, которые обеспечивались двумя турбохолодильными машинами типа МТХМ-1-25.

На стендах по отработке топливных систем детально проверялись отказные ситуации, в том числе бы-



Крепление двигателей

ла проверена работоспособность топливных насосов при имитации обесточивания самолета и питания от шин аварийного питания, разработаны рекомендации по снижению пульсаций и датчики для регистрации пульсаций в процессе летных испытаний, проведены испытания насосов, клапанов и других агрегатов.

Одновременно с отработками топливной системы в МИКе были начаты серьезные исследования по испытанию средств противопожарной защиты силовой установки, технических отсеков. Были отработаны и внедрены специальные огнезащитные вспенивающиеся покрытия, экспериментально доведена конструкция огнезащиты тросовой проводки двигателей, проведены необходимые испытания по оценке огнестойкости конструкции противопожарных перегородок. Совместно с заводом «Звезда» на натурном огневом стенде силовой установки и ВСУ было подтверждено выполнение требований действующих норм летной годности.

Впервые в отечественной практике для самолета Ту-144 была проведена сквозная проверка всех применяемых отделочных материалов пассажирских кабин на соответствие требованиям по горючести путем проведения огневых испытаний в горизонтальном и вертикальном положении. Дополнительно, для исследования взаимного влияния материалов и их расположения в реальной конструкции был создан моделирующий стенд для комплексной оценки степени пожарной и токсической опасности пассажирского салона и технических отсеков. Стенд представлял из себя отсек фюзеляжа самолета Ту-144 с моделированием типовых компоновок салона, отсеков и багажных помещений. Изменением мощности источника возгорания, режима охлаждения или нагрева, характеристик источников тепла удавалось оценить влияние естественной и вынужденной конвекции, а также выявить зависимости между мощностью источника воспламенения, массой горючего вещества и последствиями пожара. Были определены основные расчетные случаи, по которым были выбраны критерии применения основных материалов. В дальнейшем на стенде было проведено обучение членов экипажа действиям в случае задымления кабин и салона.

Большая работа была проведена по снижению опасности установленного электрооборудования. Именно на самолете Ту-144 была впервые опробована и внедрена система разделения самолета по зонам взрывобезопасности, с проектированием специального взрывозащищенного и искробезопасного оборудования и проведением защиты электропроводки по всем зонам.

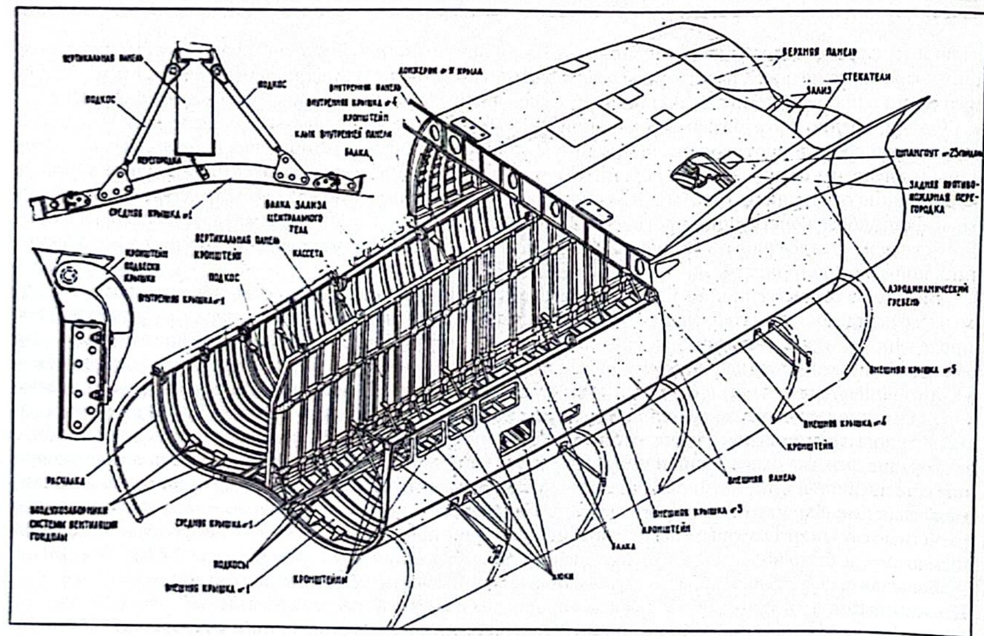
Была разработана (авторы Б.С. Иванов, В.Т. Климов, В.А. Тверецкий, Г.А. Стерлин, И.В. Пономарев) и внедрена эжекторная система наддува топливных баков, в которой нет ни одного электрического агрегата, а необходимые функции и закон изменения давления в баках обеспечивались за счет выбора характеристик эжектора, активный воздух к которому подавался из герметической кабины, с резервированием этого канала отбором воздуха от компрессора двигателей.

Все указанные конструктивные решения и методики вошли в широкую практику, и большая часть из них успешно применяется на других самолетах. Азотированное топливо стало широко применяться для сверхзвуковых самолетов. Можно указать на интересную деталь применения такого топлива. Наличие азота в топливе приводило к изменению цвета выхлопных газов, особенно при работе двигателей на форсажных режимах. В начале летных испытаний это приводило к многочисленным курьезам, но затем стало верным признаком для наземного экипажа вывода двигателей на форсажный режим и начала разбега самолета.

Системы и агрегаты СУ

Основные системы СУ — масляная, противопожарная, запуска двигателей, управления и контроля СУ, вспомогательная силовая установка (ВСУ), мотогондола и крепление двигателей — конструктивно выполнены аналогично типовым системам дозвуковых самолетов.

Масляная система полностью замкнута на двигателе, за исключением маслобаков, предусмотренных для четырех основных двигателей и ВСУ и установленных на самолете. Емкость каждого бака — 35 л, нормальная заправка — 23 л. Заправка производится централизованно под давлением. При необходимости баки могут быть заправлены наливом индивидуально. Применяется высокотемпературное синтетическое масло. Сама масляная система двигателя НК-144А выполнена по короткозамкнутой схеме, разработанной КНПО, в которой нагнетающие и откачивающие насосы закольцованы друг на друга через



Конструкция мотогондолы

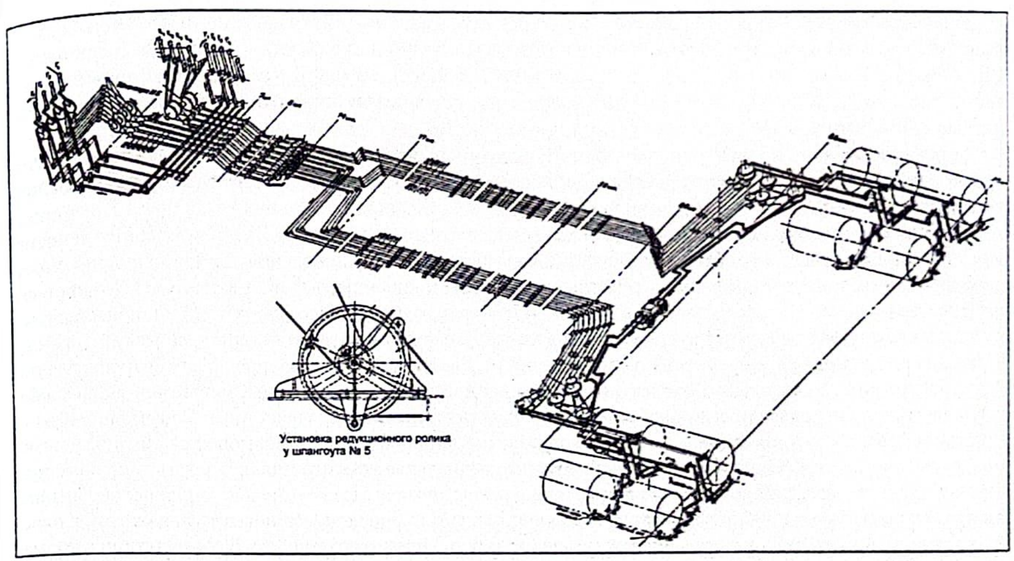
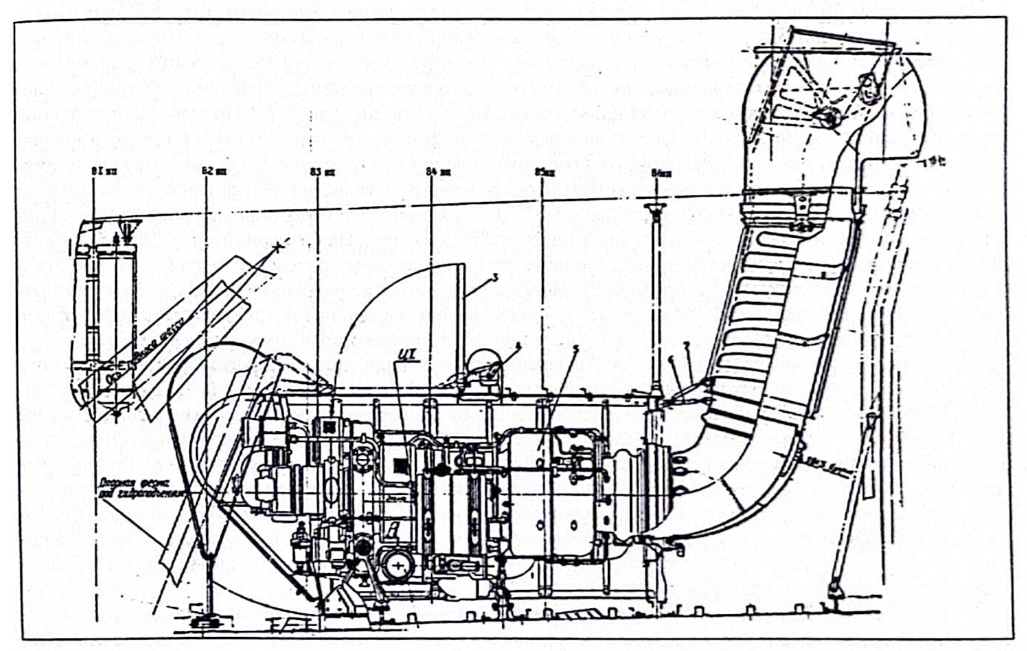


Схема управления двигателями



Конструкция и размещение ВСУ

центрифугу и топливомасляный радиатор. Маслобак служит для подпитки системы, в него попадает отделенная эмульсия из центрифуги (10% масла от циркуляционной прокачки). В маслосистеме двигателя РД-36-51А весь объем откачиваемого из двигателя масла через центрифугу и топливомасляный радиатор попадает в бак. Обе системы прошли необходимые стендовые и летные испытания и применяются на современных самолетах.

Запуск основных двигателей производится от воздушных стартеров воздухом, отбираемым от наземной или бортовой ВСУ, а также от работающего соседнего двигателя. В полете предусмотрен запуск двигателя от авторотации.

Противопожарная система установлена в каждой мотогондоле, в отсеке ВСУ, во внутренних полостях двигателей и выполняет, как обычно, две функции: сигнализации возникновения пожара и тушения пожара. В качестве датчиков применяются точечные термопары и линейные датчики типа ЛС-1. Пожарогасящий состав — фреон 114В₂ содержится в девяти 8-литровых баллонах высокого давления и подается в зону загорания тремя очередями (по три баллона в каждой): первая — автоматически по сигналу загорания, вторая и третья очереди — вручную, по необходимости. Два специальных баллона предусмотрены для подачи фреона внутрь двигателя. Все электроагрегаты систем прошли специальные испытания на искробезопасность, а электроизоляция проводов — на стойкость к внешним воздействиям. На самолете Ту-144 при срабатывании сигнализации о пожаре в топливные баки профилактически подается азот из системы нейтрального газа. На самолете также предусмотрена специальная конструкция, препятствующая распространению огня в соседние зоны: продольные и поперечные пожарные перегородки, тепловые экраны над двигателями, герметизация проходов трубопроводов и электропроводки, установка стальных труб в опасных зонах, металлизация самолета, дренаж (удаление за борт) пролитого топлива. В соответствии с нормами эффективность противопожарной защиты доказана специальными огневыми испытаниями.

На самолетах Ту-144 применялась *общая мотогондола для спаренных двигателей*, выполненная в зависимости от рабочих температур в различных зонах из теплостойких алюминиевых, титановых и стальных сплавов. Травленая обшивка приклепана или приварена к силовому набору шпангоутов, балок и стрингеров. Исходная толщина обшивки 1,8 мм сохраняется только в местах клепки или сварки с силовым набором. В травленых зонах она уменьшается до 1,2 мм. Соседние двигатели разделены продольной противопожарной перегородкой. Передняя и задняя поперечные перегородки ограничивают продольное распространение огня в случае пожара. Откидные крышки капота и отдельные съемные лючки обеспечивают доступ к двигателю и его агрегатам. Подкапотное пространство вентилируется воздухом для исключения застойных зон. На СУ с двигателем НК-144 в задней зоне мотогондолы установлены заборники воздуха для продува этой зоны и запитки эжекторного сопла. На СУ с двигателем РД36-51А плавное сочетание задней части мотогондолы с двигателем осуществляется рядом расположенных по окружности небольших подпружиненных створок. Двигатели крепятся к крылу шестью регулируемыми подкосами. В СУ в двигателем НК-144 форсажная камера с соплом дополнительно крепится к крылу тремя подкосами, при этом с двигателем она соединена шарнирно-телескопическим соединением.

При выполнении проектирования было сделано огромное количество вариантов, отброшено много интересных и оригинальных решений. Одной из таких разработок было создание ковшевого реверсивного устройства, устанавливаемого непосредственно на самолете. Работы выполнялись в бригаде Е.М. Миндлина. В безреверсном положении внутренние обводы ковшей для сверхзвукового полета образовывали контур расширяющейся части сопла Лаваля. Для дозвукового полета ковши слегка прикрывались, с тем чтобы образовать контур сужающегося сопла. Опытный образец реверсивного устройства-сопла был изготовлен, испытан на стенде моторного завода, успешно выдержал более 150 циклов работы. На стенде была получена расчетная обратная тяга. Но в конце концов было принято решение использовать для серийного двигателя НК-144А сверхзвуковое эжекторное сопло с двумя рядами подвижных створок, унифицированное с двигателем НК-22.

Вспомогательная силовая установка (ВСУ) обеспечивает автономную предполетную подготовку самолета, запуск двигателей на земле, кондиционирование воздуха и используется как аварийный источник энергии в полете до высоты 3 км. ВСУ на базе двигателя типа ТА-6Ф обеспечивает подачу сжатого

воздуха с давлением до 4,8 ата при расходе до 1,42 кг/сек, электроэнергию постоянного (12 кВт) и переменного (40 кВА) тока. ВСУ расположена в средней части ВЗ правой спарки.

Система контроля и управления СУ включает полный набор устройств и автоматизированных систем управления двигателем в типовом полете и нештатных ситуациях. Управление тягой двигателей производится с центрального пульта пилотов и, равноценно, с пульта бортинженера. Управление стоп-кранами двигателей установлено только на пульте бортинженера. Пульты в кабине и соответствующие агрегаты на двигателях связаны тросовой проводкой, имеющей регулятор натяжения тросов для компенсации температурных деформаций. К проводке управления тягой присоединен исполнительный механизм автомата тяги (ИМАТ), входящий в структуру автопилота. Это позволяет обеспечить управление тягой автоматически по сигналам автомата тяги или вручную. При необходимости летчик может быстро отключить ИМАТ от управления двигателями, а при отказе механизма отключения пересилить усилие затяжки муфты, присоединяющей ИМАТ к системе управления тягой. На приборной доске бортинженера расположены аналоговые (шкальные) приборы — индикаторы параметров, необходимых экипажу для контроля состояния двигателя и его систем: частоты вращения (оборотов), температуры выхлопных газов, температур и давлений в топливной и масляной системах, положение органов механизации компрессора (направляющих аппаратов и клапанов перепуска), положения сопла, расхода топлива, включения режима форсажа, уровня вибраций. Дополнительно предусмотрена световая сигнализация (световые табло) для ситуации, требующей немедленной реакции экипажа: пожара, обледенения, помпажа, стружки в масле и предельных значений температур, вибраций. Установлено также интегральное табло «Выключи двигатель», которое загорается в проблесковом режиме при возникновении опасной ситуации: при пожаре, достижении предельной температуры выхлопных газов или опасного уровня вибраций. При формировании интегрального сигнала рассмотрены некоторые сочетания опасных сигналов, например «вибрация велика» и «стружка в масле», «вибрация велика» и «помпаж» и некоторые другие. Системы силовой установки (воздухозаборники, топливная, масляная, ВСУ, противопожарная) имеют отдельные панели-пульты для индикации параметров и сигнализации отказов, а также ручного управления этими системами.

В разработке и доводке систем и агрегатов СУ творчески участвовали многие специалисты, уже упомянутые нами. Кроме указанных следует вспомнить В.А. Леонова, П.Г. Климкова, Н.Н. Старикова, Ю.П. Алексеева, В.Ю. Емельянова, Б.Н. Андрианова, А.И. Андреева, В.А. Лебедева, В.С. Песельника, В.А. Багрецова, Н.Я. Боровего, Н.И. Ремизова и многих других.

Большие достижения в развитии силовых установок сверхзвуковых самолетов первого поколения были использованы для создания двигателей нового типа и схем. Ведутся значительные исследовательские работы по поиску оптимальной СУ для СТС второго поколения. Выбор типа двигателя для СПС-2 в значительной степени определяется экологическими требованиями. Но все исследователи берут за основу бесфорсажный двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков перед общим соплом (ДТРДсм). Для межконтинентального самолета со взлетным весом порядка 300 т рассматривается уровень тяги 25–35 т. При этом уровень эмиссии по окислам азота должен быть снижен с 40 г/кг топлива в современных двигателях до 5 г/кг топлива для СПС-2. Для решения этой задачи в США ведутся исследования камер сгорания с однозонным (фирма Дженерал Электрик) и двухзонным (фирма Пратт Уитни) горением. Для решения вопросов шума на местности предлагаются разные решения. В нашей стране (ЦИАМ, ЦАГИ, КНПО, ОКБ Туполева) в исследованиях предпочтение было отдано ДТРДсм с обычной газотурбинной частью при коэффициенте двухконтурности m=1. Снижение шума должно осуществляться за счет смешения потоков в специальном крупногабаритном сопле (входящая струя смешивается со значительным количеством подпитывающего воздуха). Одновременно применяются по отдельным зонам звукопоглощающие конструкции (ЗПК). В США активно изучается возможность применения для таких двигателей шумоглушащего сверхзвукового плоского сопла. В Европе изучается ДТРДсм, отличающийся тем, что вентилятор с регулируемым направляющим аппаратом (РНА) размещается в середине двухкаскадного компрессора. У земли и в начале набора высоты в воздухозаборнике открываются дополнительные «утопленные» воздухозаборники (типа жалюзи), при этом РНА полно-

стью открывается, что обеспечивает максимальный расход воздуха по вентиляторному контуру (m=2,1). В сверхзвуковом полете дополнительные заборники и РНА закрываются, что понижает степень двухконтурности до 0,7 или 1,7 (по различным источникам). Оба типа двигателей по предварительной оценке могут иметь при *M*=2 удельный расход топлива 1,1–1,2 кг/кг т. ч.

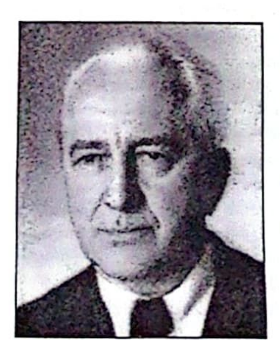
Не ожидается значительных изменений в схемах воздухозаборников. Скорее всего будет применяться схема внешнего сжатия для скоростей полета до *M*=2,5. Если будет показана возможность увеличения скорости, то необходимо дополнительно изучить вопрос целесообразности запуска скачков уплотнения внутрь ВЗ. По нашему мнению, для снижения взаимовлияния СУ необходимо располагать в отдельных мотогондолах в зоне торможения потока под крылом. Обводы передней части крыла должны быть спрофилированы для создания благоприятных условий входа в ВЗ на всех режимах полета. Передняя часть канала слива ПС должна быть диффузорной. Что касается формы входа ВЗ, то более отработанной является прямоугольная форма с вертикальным клином и раздвоенным каналом, что позволяет снизить отрицательное влияние на характеристики СУ малых углов атаки и сделать ВЗ предельно коротким — не более 2,5 «калибров». В США активно рассматриваются осесимметричные воздухозаборники с регулированием путем перемещения центрального тела или иглы зонтичного типа.

Создание силовой установки СПС-2 потребует значительного объема научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

8. Оборудование самолета

Создание самолета Ту-144 потребовало разработки нового поколения *электронного* и *электрического оборудования*, в котором значительное место стала занимать вычислительная техника. Значительно усложнился и радионавигационный комплекс, который вошел в число систем, от которых стала зависеть безопасность полета самолета в целом. И хотя мощность, потребляемая радионавигационным оборудованием на пассажирских самолетах, составляет относительно небольшую долю в общей мощности, тем не менее эта группа оборудования диктует в основном требования к системе электроснабжения и качеству электропитания. Одновременно значительное повышение требований к надежности и долговечности систем управления и топливных систем потребовало применения на самолетах асинхронных электродвигателей. Появились многочисленные потребители, которых не было на дозвуковых самолетах (противообледенительные системы (ПОС) воздухозаборники, системы балансировочной перекачки и т.д.).

Имевшиеся в то время системы, использующие генераторы с пневмомеханическими приводами, ни по мощности, ни по качеству электропитания удовлетворить требования СПС не могли. Все это заставило применить в качестве первичной системы электроснабжения системы переменного трехфазного тока стабилизированной частоты с гидромеханическим приводом генератора мощностью 60 кВА. Опыта создания подобных систем в СССР не было, хотя за рубежом уже вошли в эксплуатацию системы электроснабжения переменного тока с гидромеханическим приводом с мощностью до 40 кВА (самолеты «Боинг-707», БАК-111).



Г. И. Поярков

Создание принципиально новой системы потребовало проведения большого объема научно-исследовательских, лабораторных и опытно-конструкторских работ, новой нормативно-технической документации. Сочетание научных разработок филиала Летно-исследовательского института (В.Н. Сучков, В.П. Щелкин, В.Л. Апаров и другие) с конструкторскими разработками по системам генерирования в АКБ «Дзержинец» (А.Ф. Федосеев, А.В. Делекторский, А.Н. Миронов) и по гидромеханическим приводам в КБ «Рубин» (И.И. Зверев) позволили внедрить в серийное производство новейшую систему генерирования переменного тока на напряжение 115/200 В со стабилизированной частотой 400 Гц и номинальной мощностью

240 кВА. Система имела масляное охлаждение, обеспечивала попарно-параллельную работу генераторов, автоматическое управление соединением шин нагрузок при различных режимах работы, включая отказы двигателей и отказы генераторов. Специальная коммутационная и защитная аппаратура: контакторы типа ДОД, ДОДБ, реле серии П1Г, ОДГ, малоинерционные предохранители серии ПМ и трехфазные автоматы защиты серии А33, позволяла построить любые логические схемы для защиты генераторов и потребителей электроэнергии. Изменение условий полета и резкое повышение эксплутационных температур по всем зонам самолета Ту-144 заставило также решить сложнейшую задачу разработки и внедрения в серийное производство нового поколения электропроводов (основной разработчик ОКБ КП):

· Электропровода типа БИН (работающие в диапазоне температур от –60°С до +250°С),

· типа БСАЭ (диапазон температур от –60°С до +450°С),

· специальные теплостойкие покрытия проводов для работы в отсеках двигателей при температурах до +600°С,

· провода с облегченной изоляцией типа ВК-250.

Практически впервые на самолете Ту-144 во многих системах стала применяться вычислительная техника, которая, как известно, очень чувствительна к перерывам электропитания. В системе электроснабжения самолета Ту-144 была применена специальная аппаратура контроля наличия электропитания на шинах распределительной сети, обладающая необходимым быстродействием для восстановления электропитания (аппараты переключения шин).

Задача повышения надежности систем и обеспечения безопасного завершения полета при отказах на сверхзвуковых режимах заставили коренным образом изменить структуру построения системы электроснабжения летательного аппарата, разделить по функциям и подсистемам системы электроснабжения переменного и постоянного тока. Сегодня такое построение структуры системы электроснабжения вошло в отраслевую нормативно-техническую документацию и применяется на всех современных самолетах.

Огромный объем работ был выполнен на начальном этапе по доводке *автоматической бортовой системы управления (АБСУ-144)* и сопряженных систем. Первоначальные работы проводились на летающей лаборатории Ту-104 № 06195, созданной ОКБ им. А.Н. Туполева. ЛЛ Ту-104 была передана в ЛИИ в 1974 году.

На ЛЛ Ту-104 отрабатывался опытный образец навигационного комплекса НК-144 для самолета Ту-144. Отличительной чертой этой ЛЛ было размещение в салоне приборной доски самолета Ту-144 с пультами и приборами, входящими в комплекс НК-144. Поэтому на ЛЛ прошли обучение многие экипажи самолета Ту-144.

На ЛЛ Ту-104 были проведены государственные испытания НК-144 на дозвуковых скоростях в полном объеме программы испытаний самолета Ту-144, что помогло сократить сроки проведения испытаний самолета Ту-144 по ПНО.

На самолетах Ту-144, один из которых (77402) был передан в ЛИИ, проводились работы по доводке и внедрению АБСУ-144, инерциальной системы ИС-1-72, астроинерциальной системы АИС, радиотехнического оборудования РТО и системы высотно-скоростных параметров.

Специалисты ЛИИ участвовали также в сертификации первого сверхзвукового самолета Ту-144. Основными исполнителями были Г.И. Поярков, Е.Г. Харин, Л.М. Бардина, В.Г. Поликарпов, Н.К. Икрянников, С.А. Братчиков, А.Д. Шерстобитов, В.Р. Кожурин, Б.В. Лебедев, Н.В. Костиков и многие другие.

ИСПЫТАНИЕ И ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-144 НА НАТУРНОМ СТЕНДЕ

ИСПЫТАНИЕ СИСТЕМ РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

ИСПЫТАНИЕ И ТАРИРОВКА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ И ИЗМЕРЕНИЕМ ТОПЛИВА «СУИТ»

Комплексные испытания самолетных систем в лабораториях

Выше мы рассмотрели функциональные системы, которые должны были быть принципиально изменены в связи с особыми условиями сверхзвукового полета. Серьезным изменениям подверглись также хорошо отработанные системы дозвукового самолета. Покажем это на примере гидравлической системы. Необходимость повышения мощности гидравлических приводов и сокращения веса потребовала внедрения гидроагрегатов с рабочим давлением до 200 атм с диапазоном температур до 170–200°С. Безусловно, это полезно для любого самолета, но для самолета Ту-144 все проводимые конструкционные изменения стали жизненно важными. Были разработаны и внедрены:

· Комбинированная система наддува гидробаков, обеспечивающая основной режим работы от баллонов со сжатым газом и резервный режим работы от системы кондиционирования воздуха, что позволило исключить попадание через систему наддува из окружающей среды механических частиц и влаги, значительно повысить надежность системы наддува, улучшить условия работы насосов и повысить класс чистоты рабочей жидкости в процессе эксплуатации.

· Система охлаждения рабочей жидкости с применением топливожидкостного теплообменника с термоклапанами, позволившая одновременно решить две сложные задачи: обеспечить быстрый прогрев жидкости в условиях отрицательных температур и устойчивое поддержание нормальной температуры рабочей жидкости на всех режимах полета, включая сверхзвуковые режимы, что повысило надежность гидросистемы и гидроагрегатов функциональных систем.



А.Н. Туполев и конструкторы у первой демонстрационной модели самолета Ту-144 (В. Черенко, В. Корнеев, В. Вуль, Е. Заславская, В. Вишневский, А. Крылов, В. Близнюк, В. Сахаров, И. Люлюшин)

· Принципиально новые гасители пульсаций резонаторного типа, не имеющие подвижных элементов, что по сравнению с обычно применяемыми гасителями, имеющими подвижную резиновую диафрагму, позволило обеспечить большую эффективность гашения высокочастотных пульсаций давления, большую надежность и ресурс.

· Компенсаторы трубопроводов нового типа, выполненные в виде уравновешенных по давлению компенсаторов деформаций трубопроводов, обеспечивающих снижение напряжений в трубопроводах.

· Аварийный автономный привод агрегатов, позволяющий обеспечивать работу самолетных агрегатов (и в частности, насосов гидросистемы) при частичном и полном отказе двигателей.

· Система оперативного контроля работоспособности насосов, включающая кран кольцевания, штатный расходомер и дистанционный манометр.

· Система сохранения наддува в гидробаке, общем для двух гидросистем, в случае разгерметизации одной из гидросистем.

· Комплексные агрегаты, сокращающие количество соединений и корпусных деталей.

Надежность гидросистемы обеспечена структурным резервированием (конструктивно система выполнена в виде четырех абсолютно независимых подсистем) с попарной запиткой потребителей.

9. Солнечно-космическая радиация

Повышение крейсерской высоты полета потребовало изучения проблемы возможного влияния радиации. Известно, что суммарное естественное облучение любого самолета определяется уровнями солнечного и космического излучения. Наиболее опасной считается радиация, связанная с циклами солнечной активности, которые повторяются через 7 и 11 лет.

На начальном этапе исследования возможностей создания сверхзвукового самолета эта проблема считалась чрезвычайно острой и была тщательно изучена как на уровне национальных научных институтов, так и на уровне международных организаций. По проблеме солнечно-космической радиации эти исследования проводились под эгидой Международной организации гражданской авиации (ICAO) и Международной комиссии по защите от радиоактивного излучения (ICRP). В ходе интенсивной работы в течение 5 лет были изучены известные документы и экспериментальные данные. Обширные доклады, которые были распространены международными организациями, позволили получить объективную картину реальной ситуации по высотной радиации. В работах активно использовались материалы советских специалистов.

В соответствии с указаниями ICRP, были определены предельные величины допустимой мощности доз общей радиации, которые были установлены на уровне 10 миллибэр в час для оповещения экипажа и 50 миллибэр в час для этапа т.н. «немедленных действий». При этом реально использовались общепромышленные нормы, которые, по заключениям многих специалистов, являются завышенными (доза облучения для людей, не связанных с производственной деятельностью, не должна превышать 500 миллибэр в год, доза специалистов, имеющих дело с радиоактивными материалами, не должна превышать 5 бэр в год). В соответствии с этим подходом члены экипажа были включены в категорию работников, имеющих дело с радиоактивными материалами и окружающей средой, которая должна находиться под контрольным наблюдением. Пассажиры в этом случае подпадают под категорию «население».

С самого начала было ясно, что единственным эффективным средством защиты пассажиров и экипажа в случае повышения уровня солнечно-космической радиации является аварийное снижение. Созданные рабочие группы ИКАО направили свои усилия на разработку изменения к «Руководству по производству полетов» и поправкам к Стандартам ИКАО (Приложение 6). Было признано целесообразным разработать два вида процедур — стандартную (с предварительным оповещением о снижении и получением разрешения) и аварийную (при нарушении линий связи или резком нарастании дозы облучения), когда командир воздушного судна может действовать самостоятельно. Такие изменения в руководящие документы ИКАО были внесены. Одновременно были разработаны единые руководящие указания для членов экипажа.

Очень серьезные дискуссии проходили по вопросам внедрения «индикаторов радиации». При внешней простоте вопроса за ним скрывается огромная научная проблема, связанная со сложным составом общей ионизирующей радиации в стратосфере, которая содержит весь спектр известных частиц и излучений (протоны, нейтроны, альфа-частицы, электроны, гамма-лучи, рентгеновское излучение и т.д.). Создать прибор, который бы измерял все составляющие, технически не представляется возможным. Нужно выбрать базовый спектр, определить необходимые эквиваленты, провести тарировку в извест-

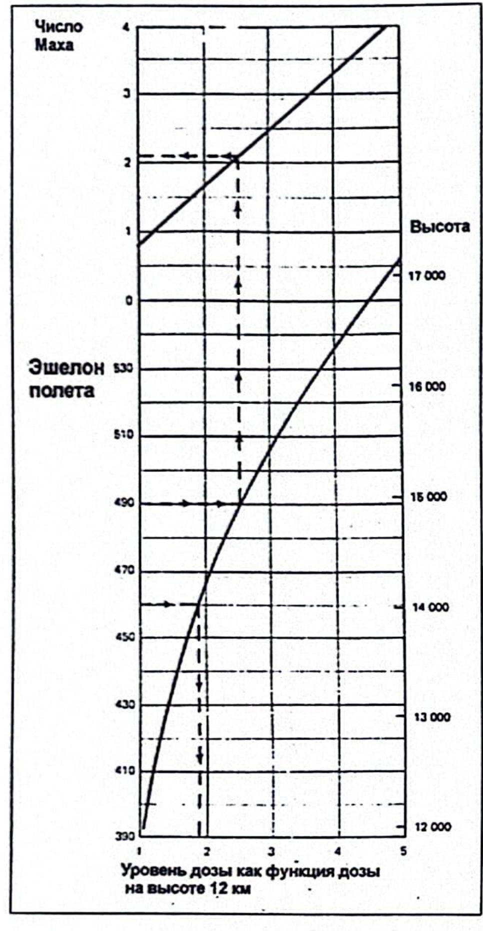


График определения допустимой дозы СКР

ных условиях и только после этого внедрять на самолете. Именно поэтому в авиации не могли быть применены известные дозиметры (например, военные), которые предназначены для работы по определенному типу излучений.

В процессе разработки и летных испытаний самолета Ту-144 начиная с 1972 года проводилась целенаправленная работа по созданию бортового прибора измерения радиации и внедрения наземной системы прогнозирования опасного уровня солнечно-космической радиации. В работе участвовали Институт медико-биологических проблем (О.Г. Газенко, Е.Е. Ковалев, Ю.А. Акатов), Институт прикладной геофизики (О.А. Барсуков, Н.К. Переяслова), филиал авиационной медицины ГосНИИГА (Т.А. Дробышевская), ОКБ Туполева (В.Т. Климов, Ю.Н. Попов), ЦАО и МГУ. Особенно успешно работали молодой ведущий инженер А.О. Алаев и старший ведущий инженер К. Иванов.

Были детально проверены все потенциальные трассы и показано, что средняя измеренная мощность дозы на борту самолета Ту-144 (с учетом действия всех факторов, в том числе и защитного эффекта от конструкции самолета) в спокойное время в средней широтной зоне за два года и с учетом вклада атмосферных нейтронов не превышает 1,2 миллибэра в час. Правда, следует подчеркнуть, что за это время не произошло гигантских солнечных вспышек, которые могли бы приводить к увеличению дозы. Было показано, что для выбранных трасс не существует никакой реальной угрозы ни членам экипажа, ни пассажирам.

Тем не менее в СССР была развернута эффективная наземная система прогнозирования опасного уровня космической радиации, разработан прибор контроля уровня радиации на борту, включены в оперативные документы необходимые сведения и рекомендации по действиям экипажа и наземных служб в случае внезапного повышения уровня солнечно-космической радиации.

В ОКБ Туполева по инициативе М.Я.Блинчевского были разработаны также специальные методики аварийного снижения с управляемым креном, проверенные в летных испытаниях, которые позволяли выполнять необходимые маневры в течение нескольких минут.

Проблема защиты от воздействия солнечно-космической радиации содержит в себе массу еще не решенных вопросов, связанных, главным образом, с применением СТС на северных трассах и совершенствованием приборных систем. Но в целом можно утверждать, что проблема из теоретической перешла в практическую, решение которой во многом определится направлением развития сверхзвуковой авиации.

Самолеты Ту-144 и Ту-144D | 3

Энтузиазм не приходит к тем,
которые ищут его. Он посещает нас,
когда мы этого заслуживаем.
Жорж Санд

1. Организация работ в ОКБ Туполева

Постоянно распространяемое мнение, что самолет Ту-144 проектировался только молодыми специалистами, не соответствует действительности. Андрей Николаевич Туполев, как всегда, лично подбирал людей для выполнения важнейших заданий и никому не доверял этого ответственного этапа. Понимая новизну и остроту решаемых задач, он пытался найти тот золотой сплав зрелости и молодости, который и ранее всегда приносил успех. До 1972 года он лично руководил стратегическими работами по проекту сверхзвукового самолета Ту-144, обеспечивая ему необходимую правительственную, организационную и научную поддержку.

Конкретное руководство работами по проектированию самолета Ту-144 осуществлял Алексей Андреевич Туполев, который к этому времени уже около 20 лет работал в ОКБ, начав свою деятельность в Омске в 1942 году. В 1949 году он закончил Московский авиационный институт. В 1953 году А.А. Туполев успешно защитил кандидатскую диссертацию на соискание ученой степени кандидата технических наук. В течение многих лет А.А. Туполев работал в отделе аэродинамики, выполнил многие аэродинамические расчеты. С 1958 года возглавил новое направление в работе ОКБ — изучение сверхзвукового полета на базе развития беспилотной авиационной техники. К моменту начала работ по сверхзвуковому самолету Ту-144 под руководством А.А. Туполева были разработаны и внедрены шесть новых программ по сверхзвуковым проблемам. Более того, только коллектив, который возглавлял А.А. Туполев, имел практический опыт испытания сверхзвукового самолета (изделие «123») в длительном (более часа) полете со скоростью, соответствующей числу M=2,5. В принятии решения о назначении А.А. Туполева руководителем программы по самолету Ту-144, конечно, решающим были личные отношения отца и сына, но справедливо и то, что, как специалист, Алексей Андреевич Туполев был одним из лучших кандидатов на этот пост.



Главный и генеральный конструкторы

Общая аэродинамическая компоновка самолета Ту-144, увязка основных систем, макетирование и другие сложнейшие системные вопросы эффективно решались отделом проектов, которым руководил В.И. Близнюк. Основные направления работ возглавляли на начальном этапе А.Л. Пухов, Е.И. Холопов, В.И. Козловский, В.Д. Вострокнутов, В.И. Корнеев, Е.И. Шехтерман. Ведущим конструктором по самолету Ту-144 был назначен Ю.Н. Попов. Впоследствии была организована группа ведущих инженеров (В.П. Лебедев, М.А. Фазылов, В.В. Терешин, М.Е. Калманович и другие), которые обеспечивали оперативное решение вопросов на стадии выпуска рабочей документации и передачи ее в производство, сопровождение самолета в производстве. Эта группа в дальнейшем координировала работы при испытаниях самолетов и их серийном производстве.

Решение вопросов аэродинамики было поручено отделению, которым руководил Г.А. Черемухин. Это отделение, укомплектованное опытными специалистами по дозвуковым самолетам, к этому времени накопило бесценный багаж по беспилотным сверхзвуковым самолетам (130, 121 и 123). В методической части общих аэродинамических расчетов все работы проводились совместно со специалистами ЦАГИ. Основные направления работ на начальном этапе возглавляли К.Н. Бабурин-Бельчиков, Г.Ф. Набойщиков, А.А. Рафаэлянц, М.И. Блинчевский, П.М. Лещинский, Ю.Л. Стрижевский. Серьезные консультации оказывал старейшина аэродинамиков ОКБ А.Э. Стерлин и весь коллектив аэродинамиков ОКБ.

Решение вопросов прочности конструкции, в том числе усталостной прочности в условиях нагрева,

было поручено подразделению прочности, которое возглавлял заместитель А.Н. Туполева, один из старейших работников ОКБ Александр Романович Бонин. Непосредственно работами по самолету Ту-144 руководили А.П. Ганнушкин и В.В. Сулименков. Начальники отделов и бригад И.Б Гинко, А.М. Давтян, И.К. Куликов, Ф.А. Кочарян, Б.Л. Меркулов, В.Л. Глезер, В.А. Швилкин, В.Г. Юдович, Л.П. Чульский, В.П. Шунаев, В.Н. Перельштейн совместно с другими подразделениями выполнили основной объем расчетов на прочность элементов конструкции, подготовили и провели испытания образцов новых материалов, выдали необходимые рекомендации в конструкторские бригады. В дальнейшем этим подразделением были успешно решены совместно с ЦАГИ и СибНИИА проблемы натурных испытаний и установлены достаточные ресурсы и сроки службы самолета и его систем.

В.И. Близнюк

Проектирование планера самолета осуществлялось под руководством опытнейших специалистов этого дела И.Ф. Незваля, Б.А. Ганцевского. Как и было принято в ОКБ, после первоначального технологического членения самолета на элементы было начато параллельное проектирование деталей и агрегатов в конструкторских бригадах и отделах К.П. Свешникова, С.И. Петрова, И.С. Лебедева, А.С. Прыткова, В.Т. Жвакина, Н.Т. Козлова, О.Н. Головина, А.В. Горбачева, В.А. Чижевского других. В проектировании планера принимали активное участие специалисты ряда филиалов, в первую очередь Томилинского филиала во главе с В.Ю Шалтупером.

Проектирование силовой установки осуществлялось под началом заместителя Андрея Николаевича Туполева, старейшего «моториста» ОКБ К.В. Минкнера. После кончины Курта Владимировича в 1972 году руководство работами было поручено В.М. Вулю. Руководители отделов и бригад моторного отделения Н.П.Балуев, Е.М. Миндлин, Д.А. Кожевников, Б.С. Иванов, А.Н. Курьянский, В.А. Тверецкий, М.Я. Гольдман, Е.Е. Кузьмин, Н.Н. Фураева, Е.Р. Губарь, В.В. Малышев, В.А. Леонов обеспечили проработку и решение основных проблем создания сверхзвуковой СУ, выдачу технических заданий смежникам, выпуск рабочей документации, необходимой эксплуатационной документации по основным системам силовой установки: собственно двигателю, сверхзвуковому воздухозаборнику и его системам, топливной системе, системе балансировочной перекачки, системе дренажа и наддува топливных баков, на опытном самолете — по системам обеспечения реверса.

Проектирование комплекса оборудования осуществлялось под руководством заместителей Андрея Николаевича Туполева. Сначала эти вопросы решались под руководством Л.Л. Кербера и И.М. Склянского, затем В.П. Сахарова. Огромный вклад в компоновку кабины экипажа и всех приборных досок внес О.С. Архангельский. Разработкой технической документации по основным системам руководили Е.М. Заславская, С.В. Свирский, В.П. Вишневский, В.И. Черенко, Е.К. Моисеев, В.Н. Волохов, И.В. Пешков, В.И. Демешев, Б.В. Сахаров, В.М. Козлов, Е.М. Гиндин, Е.И. Бочаров, И.В. Тарасов, Н.С. Борцов, А,И. Зубарева.

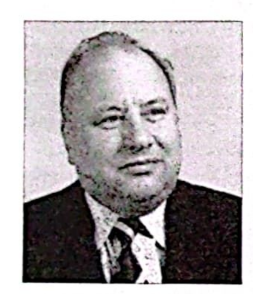
Работы по проектированию системы управления возглавил Л.М. Роднянский, имевший неоценимый опыт применения автоматизированных систем управления на тяжелых самолетах, полученный в ОКБ В.М. Мясищева. После его преждевременной смерти в 1971 году подразделение возглавил А.С. Кочергин. Разработка идей по системе управления велась двумя отделениями: динамики (руководитель Г.А. Черемухин и Г.Ф. Набойщиков) и систем управления. Работы по основным направлениям возглавляли опытнейшие специалисты ОКБ Б.И.Любецкий, В.И. Гониодский, Н.И. Мартынов, Ю.Н. Каштанов, В.М. Разумихин, А.И. Нефелов. Бы-



А. Мещеряков, С. Агавельян, И. Незваль, И. Головин



Б. А. Ганцевский



Ю.Н. Попов

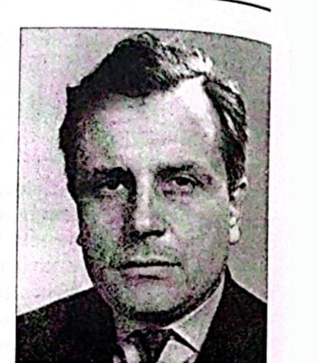


Н.Т. Козлов

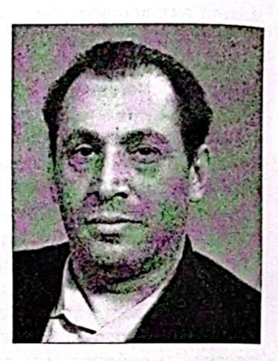
ла также создана последовательная серия уникальных стендов для полунатурного моделирования (инициатором этих работ был Б.Н. Соколов).

Сложные и новые проблемы были связаны с решением тепловых задач в условиях постоянного кинетического нагрева во время сверхзвукового полета. В ОКБ была создана специальная служба тепловых расчетов и тепловой защиты под началом В.А. Андреева и Г.Т. Кувшиновой.

Практические вопросы тепловой защиты пассажирского салона, кондиционирования воздуха в кабине на всех режимах полета, охлаждения оборудования решал специально созданный отдел, которым руководил на первом этапе А.С. Кочергин, а затем Г.А. Стерлин. Под руководством И.В. Пономарева (тепловая лаборатория), В.С. Зоншайна, В.А. Пискунова (теплоизоляция), Г.В. Новикова (собственно система кондиционирования и отбор от двигателей), В.Т. Климова (расчетная группа) были разработаны принципиально новые решения тепловой защиты и охлаждения, которые позволили получить высокую весовую отдачу и в дальнейшем практически снять вопросы охлаждения в сверхзвуковом полете как проблемные.



А.С. Кочергин



Я.А. Лившиц

Разработку шасси проводил специализированный отдел под руководством Я.А. Лившица. Руководители бригад М.Т. Иванов, В.С. Горбунов, В.К. Резайкин обеспечивали разработку систем управления шасси и основных механизмов.

Отдел К.В. Январева и Л.Д. Дубровина решал вопросы регулирования давления в кабинах, кислородного обеспечения и акустической защиты в салонах.

Системы пассажирского оборудования и системы аварийного обеспечения проектировали подразделения С.В. Дроздова, Л.А. Коровина, И.Б. Бабина, А.И. Матуса, А.В. Ровицкого, Ю.И. Вуколова.

Уже в то время выпуск документации обеспечивался применением вычислительной техники. Отдел вычислительной техники во главе с Б.Н. Соколовым и Б.П. Белоглазовым, руководители бригад этого отдела И.П. Сандрыкин, А.Д. Тузов, А.В. Стасевич, А.Н. Смирнов смогли обеспечить выполнение заданий на самом высоком уровне.

Огромный объем работ был также произведен цехом плазовых провязок во главе с И.Л. Миндрулом. А.С. Марков, А.С. Петрухин, В.С. Кузьмичев, В.Г. Ховрин, А.И. Денисова, А.М. Прокофьева и особенно А.И. Тархов вели напряженную работу для обеспечения выпуска чертежей в установленные сроки.

Практически одновременно в Лаборатории испытаний конструкций (ЛИК) под руководством Ф.Г. Лалетина и И.П. Сухарева были начаты испытания образцов новых конструкций коллективов ОКБ. Большой объем испытаний был также выполнен в лаборатории неметаллических конструкций под руководством Я.А. Файнштейна и Б.А. Пешехонова.

И.М. Миндрул

Хотя проектирование самолета идет последовательно по этапам развития проекта, в основном все бригады работают одновременно. И здесь важнейшую роль приобретает авторитет и опыт руководителя работ, квалификация и оперативность сотрудников отдела проектов. На начальном этапе большинство конструкторов функциональных бригад практически переходили в отдел проектов.

Окончательно ответственность за выпуск чертежей по планеру и самолетным системам опытного и серийного самолета была распределена следующим образом:



А.И. Кандалов

№№	Наименование агрегата	ОПЫТНАЯ МАШИНА Бригада-отдел	СЕРИЙНАЯ МАШИНА Бригада-отдел
1.	Носовой обтекатель	П.Д. Петухов (филиал «Т»)	В.П. Белявский ВФМКБ
2.	Передняя часть фюзеляжа и кабина экипажа	И.С. Лебедев	И.С. Лебедев
3.	Переднее крыло		Я.М. Орлов
4.	Средняя часть фюзеляжа		
	20-96 шп (опытный)	П.Д. Петухов (ф. «Т»)	П.Д. Петухов
	19-110 шп (серийный)	Н.И. Федотов (ф. «Т»)	Л.Н.Кудрявцев (ф. «Т»)
5.	Хвостовая часть фюзеляжа	К.П. Свешников	К.П. Свешников И.В.Горбачев
6.	Центральное тело	А.Н. Голубев (ф. «Т»)	В.А. Чижевский
7.	Носовая часть крыла	Куйбышевский филиал	В.Ю. Шалтупер (ф. «Т»)
8.	Передняя часть крыла	В.Ю.Шалтупер (ф. «Т»)	В.Ю. Шалтупер (ф.»Т»)
9.	Средняя часть крыла		
	Зона 5–7-го лонжерона	М.М. Галинников	Н.Т. Козлов
	Зона 7–11-го лонжерона	Н.Т.Козлов	В.П. Наумов
10.	Отъемная часть крыла	Н.Т. Козлов	М.М. Галинников
11.	Элевоны	Н.Т. Козлов	Н.Т. Козлов
12.	Вертикальное оперение	В.А.Разбегаев	С.И.Петров
13.	Рули направления	В.А. Разбегаев	В.Г. Резвов
14.	Воздухозаборники		
	Передняя часть	Д.А. Кожевников	Д.А. Кожевников
	Средняя часть	Д.А. Кожевников	В.Ю. Шалтупер
	Задняя часть	В.С. Тимофеев	В.С. Тимофеев
15.	Система управления воздухозаборником	М.Я. Гольдман	М.Я. Гольдман
16.	Мотогондола		
	Крепление двигателей	Е.М. Миндлин	Е.М.Миндлин
17.	Реверс	Е.М. Миндлин	
18.	Установка ВСУ	Р.М. Белкин	В.Ю Емельянов
19.	Управление двигателями	П.Г. Климков	П.Г. Климков
20.	Противопожарная система	П.Г. Климков	П.Г. Климков
21.	Топливная система	Б.С. Иванов	А.А. Курьянский

№№	Наименование агрегата	ОПЫТНАЯ МАШИНА Бригада-отдел	СЕРИЙНАЯ МАШИНА Бригада-отдел
22.	Шасси	Я.А. Лившиц	Я.А. Лившиц
23.	Обтекатель шасси	Я.М. Орлов	
24.	Створки шасси	Я.М. Орлов	Я.М. Орлов
25.	Система управления самолетом	М.И. Бирюков	М.И. Бирюков
26.	Система управления отклоняемым носовым обтекателем	Ю.С. Шумилов	Ю.С. Шумилов
27.	Система управления передним крылом	Ю.С. Шумилов	
28.	Гидрооборудование	Н.И. Мартынов	Н.И. Мартынов
29.	Силовые привода	Б.И. Любецкий	Б.И. Любецкий
30.	Система кондиционирования воздуха	Г.А. Стерлин	Г.А. Стерлин
31.	Система регулирования давления	К.В. Январев	Л.Д. Дубровин
32.	Теплоизоляция и теплозащита	Г.А. Стерлин	В.С. Зоншайн
33.	Кислородное оборудование	С.В.Дроздов	С.В. Дроздов
34.	Катапультные кресла	Н.В. Кирсанов	
35.	Спецоборудование	С.В. Дроздов	С.В. Дроздов
36.	Электросхемы	Е.И. Заславская	Е.И. Заславская
37.	Установка электрооборудования	И.С. Тюрин	Е.И. Бочаров
38.	Установка радиооборудования	Е.В. Смирнов	Е.И. Бычков
39.	Установка радиолокационного оборудования	С.В. Крылов	В.С. Клыгин
40.	Установка аэронавигационного оборудования	М.М. Козлова	М.М. Козлова
41.	Установка систем топливоизмерения	В.Н.Волохов	В.Н. Волохов
42.	АБСУ	Л.М. Роднянский	Л.М. Роднянский
43.	НК	Е.В. Смирнов, И.С. Тюрин	Е.И. Бычков
44.	Бытовое оборудование, интерьер самолета	А.В. Ровицкий	А.В. Ровицкий
45.	Экспериментальное оборудование	Б.В. Сахаров	В.М. Козлов

Всего было выпущено:

чертежей	24 239	30 970
спецификаций	8 889	11 843
«форматок» – А4	172 138	248 159

На этапе выпуска рабочих чертежей по самолету Ту-144 широко привлекались квлифицированные инженеры и техники всех филиалов ОКБ и даже работники других конструкторских организаций, главным образом из ОКБ Антонова и ОКБ Ильюшина.



«А мы такие молодые». Отдел технических проектов

Для исследований вопросов по самолету Ту-144 и выпуска технической документации А.Н. Туполев задействовал практически весь потенциал конструкторского бюро и ряда смежных организаций.

2. Научная поддержка

Конструкторский коллектив ОКБ опирался на мощную научную поддержку, которая была оказана практически всеми отраслевыми институтами нашей страны.

Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) (директора В.М. Мясищев, Г.П. Свищев) обеспечил постоянное сопровождение конструкторских и испытательных работ по вопросам аэродинамики, проектирования сверхзвуковых воздухозаборников и сопел, статической и усталостной прочности. Непосредственно в ЦАГИ были проведены продувки всех аэродинамических моделей, выполнены прочностные испытания планера, отдельных элементов планера.

Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) (директора С.М. Шляхтенко, Д.А. Огородников). Обеспечивал научное сопровождение разработки двигателей НК-144 и РД-36-51. На испытательной базе ЦИАМ были проведены испытания агрегатов силовой установки, высотно-климатические испытания двигателей в барокамерах и на натурных стендах.

Летно-исследовательский институт имени М. Громова (ЛИИ) (директора В.В. Уткин, А.Д. Миронов). Провел летные испытания летающих лабораторий, наземные и летные испытания самолета-аналога МИГ-21. Специалисты ЛИИ непосредственно участвовали во всех этапах заводских и государственных летных испытаний опытного и серийных самолетов Ту-144. При методическом руководстве ЛИИ была создана нормативная база и проведены сертификационные испытания.

Всесоюзный институт авиационных материалов (ВИАМ) (директора А.Т. Туманов, Р.Е. Шалин). Разработал новые виды теплостойких алюминиевых и титановых сплавов, новые теплостой-



Г.П. Свищев

кие неметаллические материалы (пластмассы, резины, герметики, композиционные материалы, огнезащитные покрытия, негорючие отделочные материалы). Провел необходимые аттестационные испытания и выдал рекомендации по их применению в самолетных конструкциях.

Всесоюзный институт легких сплавов (ВИЛС) (директора Н.Ф. Белов, Б.И. Бондарев).

Разработал и внедрил технологии массового производства листов, плит, профилей из теплостойких алюминиевых и титановых сплавов. Опытный завод института обеспечил поставки материалов на опытный самолет Ту-144.

Научно-исследовательский институт авиационных технологий (НИАТ) (директор П.Н. Белянин) участвовал в разработке и аттестации технологических процессов нового типа, непосредственно разработал директивную технологию серийного производства самолетов Ту-144 на Воронежском авиационном заводе.

Сибирский научно-исследовательский институт авиации (СибНИА) (директор В.Г. Сувернев). Разработал специальные стенды и методики ресурсных усталостных испытаний с моделированием воздействия факторов сверхзвукового полета (совместно с ЦАГИ). На базе СибНИА проведены основные усталостные испытания элементов планера самолета.

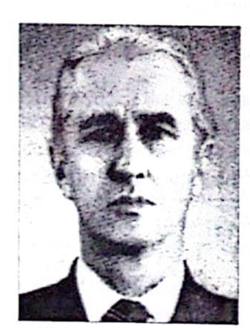
Институт теоретической и прикладной механики Сибирского отделения академии наук (директора академики В.В. Струминский, Ж.И. Яненко). Испытал серию моделей в сверхзвуковой трубе Т313, решил сложные задачи оптимальной деформации срединной поверхности крыла, интерференции и теплозащиты.

Научно-исследовательский институт авиационного приборостроения (НИИАП) (директора А.Ф. Польский, Б.М. Абрамов). Проводил стыковку навигационного комплекса самолета, отработку его взаимодействия с ПМО. Корректировал на стенде систему электроснабжения самолета.

В.В. Уткин

Научно–исследовательский институт технического стекла (НИИТС) (директор В.Ф. Солинов). Разработал и внедрил теплостойкие и ударопрочные стекла и сложные конструкции типа «триплекс» для кабины пилотов, теплостойкие органические стекла для носового обтекателя.

Куйбышевское научно–производственное объединение «Труд» (генеральный конструктор Н.Д. Кузнецов). На этом объединении был выполнен полный цикл создания двигателей НК-144 и НК-144А, включающий проектирование, опытные работы, отработку деталей, создание технологии опытного и серийного изготовления, стендовые и специальные испытания. Здесь была создана школа по разработке надежных отечественных авиационных двигателей и внедрены самые мощные двигатели для сверхзвуковых гражданских и военных самолетов.



Г.П. Бюшгенс

Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РБКМ) (генеральный конструктор П.А. Колесов). Обеспечило разработку и внедрение бесфорсажного двигателя нового поколения РД-36-51А.

Московский институт электромеханики и автоматики (МИЭА) (главные конструкторы Е.В. Ольман, С.П. Крюков). Внедрил новую элементную базу, разработал, провел стендовые испытания и отработку автоматической бортовой системы управления (АБСУ-144), впервые в отечественной практике объединившей функции автоматизации полета и комплексного управления основными системами самолета.

Ленинградское научно-производственное объединение

«Электроавтоматика» (главный конструктор Е.С. Липин). Внедрение новой элементной базы, разработка, испытания и внедрение новых датчиков и систем навигации самолета, внедрение навигационного комплекса НК-144.

Раменское приборостроительное конструкторское бюро приборостроения (РПКБ) (главные конструкторы С.В. Зеленков, В.С. Магнусов). Разработка и внедрение командно-пилотажных приборов (ПКП, ПНП), гиро-инерциальной системы типа «Радуга».

Московское машиностроительное конструкторское бюро «Родина» (главный конструктор М.П. Селиванов). Разработка и внедрение рулевых приводов, рулевых агрегатов, системы регулирования воздухозаборников, системы управления разворотом передней стойки шасси.

Агрегатный завод «Наука» (главный конструктор Г.И. Воронин). Разработка и внедрение принципиально новых систем охлаждения открытого воздушного цикла, комплексных систем кондиционирования воздуха в кабинах и отсеках, электронных систем регулирования давления в кабинах, смешанных систем наддува и дренажа топливных баков.

Агрегатный завод «Дзержинец» (главные конструкторы А.Ф. Федосеев, В.Д. Жарков). Разработали и внедрили принципиально новую первичную систему электроснабжения переменного тока, обеспечили разработку, испытания и внедрение в серийное производство основных элементов системы электроснабжения (генераторы, блоки защиты и регулирования). Для большинства самолетных систем были разработаны новые теплостойкие электромеханизмы.

Агрегатный завод «Рубин» (главный конструктор И.И. Зверев). Разработка и внедрение приводов постоянных оборотов, гидронасосов, тормозной системы, колес.

Машиностроительный завод «Звезда» (главный конструктор Г.И. Северин). Разработка и внедрение системы спасения на первом опытном самолете. Разработка и внедрение новых систем защиты экипажа, включая противоперегрузочные жилеты и пояса (система ККО-ОС-1). Разработка и внедрение новых систем сигнализации о пожаре и перегреве конструкции и отсеков, в том числе линейного типа. Лицензионное внедрение быстродействующих систем кислородного питания экипажа и пассажиров.

Агрегатное конструкторское бюро «Кристалл» (главные конструкторы В.А. Орлов, Е.П. Жуков). Разработка взрывобезопасных центробежных топливных насосов, гидроприводных и струйных топливных насосов для расходных и очередных баков. Изготовление турбонасосной установки и аварийного пневмопривода.

Ленинградское конструкторское бюро топливоизмерительной аппаратуры (главный конструктор О.И. Башнин). Разработка и внедрение новых систем топливоизмерения и управления топливной системой и системой балансировочной перекачки топлива.

Куйбышевское конструкторское бюро «Арматурпроект» (главный конструктор В.А. Квасов). Разработка магистральных перекрывных кранов, клапанов, пожарных кранов, бортовых разъемов для топливной и гидравлической систем самолета.

Производственное объединение «Коммунар» (г. Киев). Внедрение новой элементной базы, разработка и внедрение радиолокационной станции «Гроза-М-144», радиолокационных ответчиков.

Конструкторское бюро электроизделий (г.Сарапул) (главные конструкторы Г.Ф. Котлярский, А.А. Горностаев). Разработали комплект посадочных и рулежных фар самолета, бортовые аэронавигационные огни, проблесковые маяки, элементы защитной и коммутационной аппаратуры.

Кировский филиал агрегатного завода (главный конструктор Л.Н. Негодяев). Разработка и производство основных электромеханизмов, в том числе отклонения носового обтекателя, уборки-выпуска переднего крыла, механизации.

Орехово-Зуевское конструкторское бюро кислородного оборудования (КБКО). Внедрение и серийный выпуск агрегатов кислородного оборудования собственной разработки и по лицензиям. Участие в разработке снаряжения ККО-ОС.

Уфимский завод «Гидравлика» (главный конструктор Ю.В. Дмитриев). Проектирование и изготовление фторопластовых и металлических рукавов для гидросистем управления самолетом, систем шасси, воздухозаборников.

ОКБ «Якорь» (главный конструктор Б.Н. Калугин). Разработка и внедрение вторичных источников электроэнергии.

Московское конструкторское бюро «Восход» и его харьковский филиал. Разработка и серийное производство системы воздушных сигналов (СВС-30-3), мембранно-анероидных приборов.

Ульяновское конструкторское бюро машиностроения (УПКБ). Разработка и внедрение основных указателей в кабине экипажа, в том числе указателя и датчиков углов атаки.

Ступинское конструкторское бюро машиностроения (главный конструктор К.И. Жданов). Разработка и внедрение нового поколения вспомогательной силовой установки ТА-6Ф для обеспечения запуска двигателей НК-144 и РД-36-51, наземного кондиционирования в кабине, аварийного энергообеспечения. Внедрение новых винтовых преобразователей для привода переднего крыла.

Практически одновременно были подключены основные конструкторские и технологические силы и производственные мощности других отраслей промышленности, среди которых следует отметить такие предприятия, как Куйбышевский металлургический комбинат (поставка листов, профилей, плит, поковок и штамповок из алюминиевых сплавов для серийного производства самолетов), Верхне-Салдинский металлургический комбинат (поставка листов, профилей, плит, поковок, штамповок из титановых сплавов), завод «Электросталь» (поставка листов, профилей, полуфабрикатов из нержавеющих сталей), Никопольский металлургический комбинат (поставка трубных заготовок из всех материалов), Пермский металлургический комбинат (поставка трубопроводных заготовок из специальных сталей), Балашихинский литейно-механический завод (поставка титанового литья), Ржевский литейно-механический завод (поставка алюминиевого литья). К сожалению, в рамках данной книги невозможно перечислить всех участников создания самолета Ту-144, но даже неполный список предприятий и организаций дает представление о масштабах работ и уровне готовности нашей промышленности к работам по сверхзвуковым проектам.

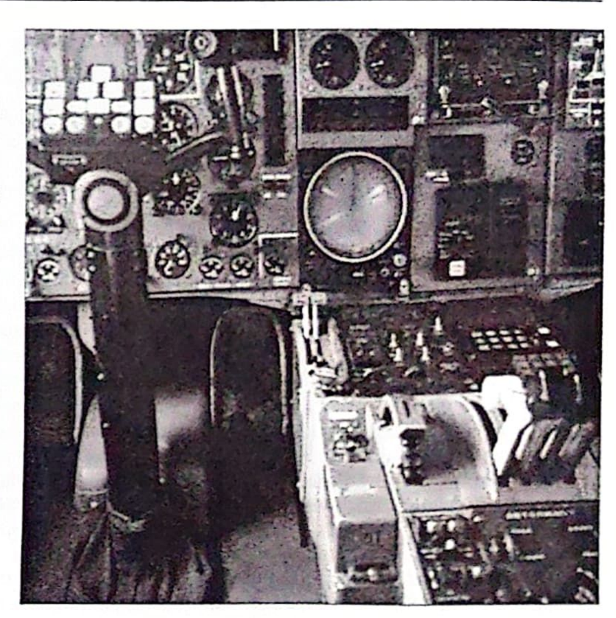
3. Участие летного состава в разработках самолета Ту-144

Разработка Ту-144 совпала по времени с проведением в ЛИИ большого объема работ по внедрению в гражданской авиации и ВВС систем автоматического самолетовождения. Эти системы вводились с целью повышения точности и надежности пилотирования ЛА нового поколения и требовали тщательной эргономической проработки, по вопросам которой летным составов ЛИИ был накоплен и теоретически обобщен значительный опыт. Поэтому А. Н. Туполев, ознакомившись с результатами испытаний и летными оценками первой в нашей стране системы «Полет-1», дал указание о привлечении ведущего летчика-испытателя этой системы Н.В. Адамовича к вопросам эргономического обеспечения Ту-144.

К этому времени макет кабины был в основном готов. Перед летным составом Л.Л. Кербером была поставлена задача разработки предложений по структуре и логике связей систем ручного и автоматического управления, обеспечивающих повышенную надежность пилотирования от взлета до посадки в СМУ при сокращенном летном экипаже. Методологически решение этой задачи летным составом — ведущим по самолету Э.В. Еляном, Н.В. Адамовичем и И.К. Ведерниковым, базировалось на подборе технических решений, согласованных с разработчиками систем и направленных на снижение трудоемкости действий по пилотированию.

Представляет интерес порядок проработки намечавшихся решений и трудности технического и психологического характера, связанные с реализацией этих решений.

Предложения по оптимизации систем ручного управления (характеристик устойчивости и управляемости) в части сокращения времени переходных процессов и оптимизации чувствительности продольного управления были встречены Главным конструктором А.А. Туполевым с большим интересом и в значительной мере реализованы, несмотря на расхождения с действующей НТД. В результате Ту-144 представляет собой в настоящее время один из наиболее простых и надежных в ручном пилотировании самолетов этого класса.



Пульт на штурвале

Иначе было встречено предложение о необходимости отработки штурвалом и педалями команд траекторных вычислителей, поступающих на отработку в АБСУ. Отклонения штурвала и педалей обеспечивают надежный контроль летчиком режима полета на автоматике. Усложнять с этой целью бортовую систему управления ответственный за систему управления Л.М. Роднянский не согласился. Между тем отработка штурвалом положения элеронов в режиме автоматики могла бы предотвратить под Хабаровском катастрофу Ту-154, имеющего аналогичную бортовую систему управления.

Разработка структуры САУ (АБСУ) и логика ее связей со штурвальным управлением, индикацией и двумя летчиками представляла собой наиболее сложную часть работы. Новые технические решения, направленные на оперативное использование летчиками автоматики в наиболее сложных случаях полета, требовали согласования с разработчиками систем и техническими представителями Заказчика (МГА).

На пультах управления режимами полета, дублированных у каждого из летчиков, мнемонически сгруппированы лампы-клавиши поканального подключения траекторных вычислителей очередных режимов к директорной индикации и к отработке в АБСУ.

Вмешательство летчика в работу продольного, бокового каналов и автомата тяги осуществляется соответствующим отклонением штурвала и РУД.

Пульты установлены в верхней части колонки штурвалов с разворотом лицевой части «на летчика» — в оптимальном месте объема кабины по обзору и использованию пульта в процессе пилотирования. Такое размещение пульта обусловлено опытом действий летчиков с автоматикой в сложной обстановке полета, когда малейшее затруднение в использовании автоматики приводит к ее выключению и не использованию летчиком как раз в то время, когда автоматика былы бы очень полезна. Примером может служить катастрофа Ил-62 с системой «Полет-1» в 1967 году при заходе на посадку в СМУ в Шереметьево.

Характерны возражения технических специалистов МГА против размещения пультов на штурвалах: у «умных американцев» общепринятым местом для САУ уже в то время был козырек над средней частью приборной доски. Однако это место неудобно для обоих летчиков, поскольку требует для использования САУ переноса взгляда в сторону примерно на 40° и дотягивания до панели управления САУ вытянутой рукой с наклоном в ту же сторону туловища.

Дальнейшие летные испытания и летные оценки летчиков-испытателей и линейных пилотов МГА, выполнявших первые полеты на серийных Ту-144, полностью подтвердили повышенную надежность пилотирования самолета и удобство использования пультов-штурвалов.

4. Концепция и основные положения, принятые при проектировании самолета Ту-144

Ту-144 представлет собой качественно новый тип самолета, создание которого потребовало изменения принципов проектирования, постройки и эксплуатации. Уже на начальном этапе стало ясно, что основные требования могут быть выполнены только при самом высоком аэродинамическом и весовом совершенстве. В свою очередь, это определило выбор аэродинамической компоновки и конструктивно-силовой схемы. Во многом принятие схемы самолета-«бесхвостки», которая приближается к летающему крылу и имеет минимальное количество ненесущих («вредных») поверхностей, было определено этими задачами. Эта схема наиболее полно удовлетворяет сочетанию всех противоречивых требований, так как она обеспечивает при высоком уровне аэродинамического качества на основном режиме полета высокую весовую отдачу и хорошие характеристики на малых скоростях полета.

Выбор режимов крейсерского полета также пришлось проводить исходя из рационального сочетания высокой эффективности самолета с возможностями промышленности. Применение смешанного типа конструкции обеспечило высокий потенциал скорости при достаточно большом ресурсе. Основной материал конструкции — теплостойкий алюминиевый сплав АК4-1 — обеспечил минимальные температурные напряжения при нестационарных режимах, дал возможность получить высокое качество поверхности, способствовал высоким эксплуатационным характеристикам, в том числе хорошей ремонтоспособности, позволил использовать весь имеющийся опыт промышленности по технологиям обработки легких сплавов. С другой стороны, пришлось внедрять и новые материалы, в первую очередь титановые сплавы и в отдельных зонах стали. Титановые сплавы использовались в зонах повышенного нагрева и на отдельных изолированных агрегатах, т.к. их специфические технологические качества и уровень технологии того периода ограничивали область применения этих сплавов. В конструкции широко использованы монолитные фрезерованные панели, изготовленные механическим, химическим путем и с применением сварки, ферменные (интегральные и сборные), гофровые и другие новые типы конструкционных элементов.

Специфика длительного сверхзвукового полета приводит к необходимости учета целого ряда новых факторов, определяющих конструктивно-силовую схему самолета и элементов конструкции. В число этих факторов наряду с кинетическим нагревом обязательно должны войти (для всей конструкции) вопросы аэроупругости, а также акустической и длительной прочности.

Концепция самолета Ту-144 определила его нынешний облик. При этом необходимо помнить, что самолет Ту-144 не является развитием какой-то известной машины или аэродинамической компоновки, а представляет собой качественный скачок в облике самолетов. Справедливости ради следует указать, что подобные схемы были и у нас, и за рубежом реализованы еще до войны, но, по мнению художников-архитекторов, самолет Ту-144 даже сейчас соответствует современному «скульптурному» стилю в архитектуре. Длинный оживальный фюзеляж, центральная мотогондола и тонкое треугольное крыло переменной стреловидности стали еще более привлекательными при новой форме серединной поверхности крыла, принятой для серийного варианта. Самолет Ту-144 сразу привлекал внимание на аэродроме своими формами, и, очевидно, не случайно многолетним позывным опытного самолета Ту-144 было слово «Дельфин».

Для КБ А.Н. Туполева всегда был характерен особый, «фирменный» стиль и внешний вид создаваемых им самолетов (в Ту-2, Ту-16, Ту-95, Ту-123, Ту-22, Ту-144, Ту-160 наиболее наглядно видны черты скульптурного стиля). Здесь налицо гармония формы и содержания (все красивое — рационально!). Интересно, что это результат оптимизации и совершенствования конструкции, а не выполнение какой-то идеи модного дизайнера. Так, при создании Ту-144, очевидно сомневаясь в интуиции конструкторов, руководство поручило талантливым специалистам в области технического дизайна разработку внешнего (формы) и внутреннего (компоновку пассажирской кабины) архитектурного облика нового самолета, но фактически

по внешнему виду новых предложений не было. По компоновке пассажирской кабины были разработаны весьма оригинальные предложения, реализация которых требовала отказа от принципов унификации пассажирского оборудования (кресел), что в то время принято не было. Сегодня эти идеи успешно реализуются на самолетах бизнесс-класса.

Эксплуатационный диапазон СПС определяется не только параметрами высоты и скорости (числом *М*), но и параметрами температуры и центровки, которые также существенно зависят от числа *М*. Значительное смещение (более 7% САХ) центра давления при переходе на сверхзвуковую скорость полета приводит к необходимости перемещения центра тяжести перед выходом на сверхзвуковую скорость полета. Проход диапазона $0{,}95<M>1{,}2$ определяет потребную тягу и, следовательно, размерность двигателей. Таким образом, следующей особенностью СПС является многорежимность по скорости, по температуре, по центровке, а также существенно больший диапазон внешних воздействий.

Особенности аэродинамической компоновки определили существенное влияние аэроупругости на характеристики самолета (на аэродинамику, устойчивость и управляемость).

В свою очередь, специфика обтекания самолета на сверхзвуковых режимах полета (пульсация в пограничном слое, вихревое обтекание) определяет требования к местной устойчивости обшивки (панелей), что стало важнейшим критерием для выбора материалов и типа конструкции. Изменение формы крыла в плане по сравнению с традиционными схемами привело к изменению весовой компоновки, сосредоточению основных масс грузов в фюзеляже, значительному влиянию грузов на удельную нагрузку на крыло.

Особенно высокие требования предъявляются к аэродинамической компоновке сверхзвукового самолета в связи со следующими особенностями конструкции:

а) более низкие собственные частоты и большой разнос масс, а также большая протяженность и инерционность проводки управления;

б) относительно меньшая жесткость конструкции тяжелого самолета, подверженного в полете, кроме того, действию кинетического нагрева, приводящего и к более сильному проявлению влияния упругих деформаций на характеристики самолета;

в) наличие нескольких, как правило, разнесенных двигателей — мощных источников возмущений.

По существу, указанные зависимости определили подход к проектированию СПС.

Стало понятно, что:

1. Высокое аэродинамическое совершенство может быть реализовано только при малых относительных толщинах и больших удлинениях всех входящих элементов (соответственно крыла, оперения и фюзеляжа), что, в свою очередь, приводит к большим деформациям в полете, в связи с чем строительная форма самолета должна задаваться с учетом полетных деформаций.

2. Для уменьшения потерь на балансировку приходится оптимизировать форму серединной поверхности крыла. Требуется обеспечить возможность перекачки топлива из передних в задние топливные баки для обеспечения необходимой балансировки.

3. Все элементы самолета должны быть оптимизированы, включая направление оси сопла двигателя.

4. Эффективность принимаемых конструктивных решений должна быть надежно подтверждена. При разработке самолета Ту-144 были проведены сотни продувок разных моделей самолета в дозвуковых и сверхзвуковых аэродинамических трубах. Кроме того, проводились летные испытания на летающих моделях и самолетах-аналогах.

5. Многорежимность самолета определила специфику конструкции всех его функциональных систем, элементов и агрегатов. По существу, все функциональные системы самолета Ту-144 — это либо системы с изменяемой геометрией (воздухозаборник, сопло, компрессор двигателя и т.д.), либо системы изменяемого цикла (система кондиционирования воздуха). Но самое главное — «механическое» изменение геометрии самолета и его систем происходит при «аэродинамическом» колебании из-за непостоянства обтекания поверхностей самолета при смене режима полета.

6. Известно, что аэродинамическое совершенство самолета, которым оценивается его эффективность, определяется произведением КМ. Для дозвуковых самолетов это произведение обычно находится на уровне КМ = 10,5–11,5. Для сверхзвукового самолета необходимо обеспечить КМ на уровне 17–19.

При этом следовало иметь в виду, что вследствие увеличенного расхода топлива (0,6–0,7 кг/кгс·ч. для

дозвуковых самолетов и 1,3–1,8 кг/кг•т. ч. для сверхзвуковых самолетов) требуется более высокое весовое совершенство СПС по сравнению с дозвуковыми самолетами.

7. Исходя из условий защиты определенных областей полета от избыточного воздействия звукового удара, на сверхзвуковом самолете необходимо обеспечить высокую эффективность дозвукового полета. По сути, это означает полный второй набор требований к самолету, так как задано два основных диапазона дальностей полета. А всякая «унификация», даже если она оправдана более важными соображениями, неизбежно приводит к усложнению конструкции и ее утяжелению.

8. Специфические особенности внешней формы самолета (большое удлинение носовой и хвостовой частей) передавались внутренней компоновке салона. Приходилось принимать разнообразные меры, чтобы уменьшить «эффект трубы», оптимизировать компоновку салона для рационального размещения пассажиров и создания им максимальных удобств в полете.

Не все технические решения, которые принимались, в конечном счете оказались удачными, но это естественно — поиски нового всегда имели и будут иметь, как говорят у проектировщиков, «бросовые ходы». Только метод проб и ошибок позволяет найти правильное решение, наиболее оптимальное в реальных условиях.

Одним из примеров поиска оптимального конструктивно-компоновочного решения является проблема обеспечения обзора (видимости внешнего пространства) пилотами самолета на крейсерском режиме полета на больших углах. Классическое решение, апробированное на ряде самолетов нашего конструкторского бюро, в виде многогранного остекления кабины экипажа (фонаря) стало неприемлемым из-за существенного роста лобового сопротивления на сверхзвуковой скорости полета. В поисках рационального сочетания требований аэродинамики и обеспечения хорошего обзора рассматривались различные предложения, в том числе такие экзотические, как убирающийся фонарь, а также нижний фонарь в носовой части кабины. По этому предложению был построен натурный макет кабины, который показали Андрею Николаевичу Туполеву. Его оценка была предельно четкой: «Психологию летчика переделать нельзя». И вариант был отвергнут. Наиболее приемлемым стало предложение Андрея Николаевича сделать отклоняемым вниз на взлете и посадке носовой негерметический обтекатель. При этом положении обеспечивался отличный обзор через стекла фонаря и ограниченный обзор через дополнительное остекление на носовом обтекателе, находящемся в верхнем положении. Это решение в несколько различном конструктивном исполнении было принято для опытного и серийного самолетов.

Для понимания масштаба проблемы нужно иметь в виду, что носовой обтекатель самолета Ту-144 имеет размеры, близкие к размерам самолета-истребителя. Дальнейший опыт показал, что конструкторы справились с поставленной задачей.

Примером удачно решенных задач может служить размещение воздухозаборников и собственно двигателей. К началу работ по СПС уже имелся опыт разработки сверхзвукового ракетоносца-бомбардировщика Ту-22 с двумя ТРД, установленными в хвостовой части самолета на киле, и БПЛА — дальнего сверхзвукового разведчика Ту-123 — «Ястреб». На «Ястребе» была отработана аэродинамическая компоновка самолета с нижним подфюзеляжным воздухозаборником: за счет предварительного торможения сверхзвукового потока расположенным над ним крылом самолет имел очень хорошие характеристики на скоростях полета до 2700 км/час.

На основании этого опыта в качестве основного варианта для компоновки СПС Ту-144 была принята схема с «центральной мотогондолой», по которой четыре турбореактивных двигателя располагались под крылом в хвостовой части самолета, а нижние подкрыльевые воздухозаборники расположены попарно около оси самолета. Эта компоновка обеспечивает высокую эффективность воздухозаборников на крейсерском сверхзвуковом режиме и относительно низкий уровень внешнего сопротивления, что компенсирует весовые издержки, связанные с длинными каналами воздухозаборников двигателей. Кроме того, длинные каналы воздухозаборников обеспечивают хорошие поля (равномерное по сечению поле давлений и скоростей) на входе в двигатели, которые были очень чувствительны к неравномерностям. Несмотря на все компоновочные меры, пришлось применить для улучшения условий работы двигателей на старте на опытном самолете отклоняемую нижнюю кромку воздухозаборника, а на серийных самолетах — боковые створки подпитки.

Одновременно рассматривался и альтернативный вариант компоновки с разнесенными гондолами, в котором две спаренные подкрыльевые мотогондолы были разнесены на 1/3 размаха. Так как эта компоновка приводила к существенному ухудшению условий работы двигателей из-за наличия больших скосов потока в районе воздухозаборников и серьезным проблемам в управлении при отказе двигателей, то работы по ней были свернуты.

В конечном счете обе компоновочные схемы по суммарной оценке были эквивалентны, и при их доводке могли быть получены достаточно близкие летно-технические характеристики.

Для обеспечения высокого уровня экономичности СПС необходимо было свести к минимуму мидель, надстройки и смачиваемую поверхность (при высоком ее качестве) при условии размещения заданной коммерческой нагрузки и необходимых запасов сбалансированного топлива, т.е. все сводилось к классической задаче создания минимального (по размерности, сопротивлению и весу) самолета для выполнения тактико-технических требований. Исследовалось большое число различных компоновок, отличающихся расположением коммерческой нагрузки, двигателей и шасси.

В результате комплексной оценки была выбрана «центральная» компоновка, которая определила размещение двигательной установки и шасси.

Принятую компоновку двигательной установки иногда упрощенно называют «пакетной», но это не совсем точно, т.к. по существу у нас две четко разделенные спарки двигателей с независимыми (по работе) воздухозаборниками и соплами.

Воздухозаборники спарок расположены на расстоянии 600 мм от оси самолета (т.е. между ними расстояние ~1200 мм) по обе стороны от конического обтекателя (центрального тела). В хвостовой части сопла спарок сдвинуты практически вплотную. Основные преимущества такой компоновки следующие:

1. Расположение двигательной установки вблизи оси самолета позволяет сделать достаточно длинные каналы (рекомендовано ЦАГИ — 8–10 кал.), так как при большом Gв обеспечиваются хорошие поля скоростей на входе в двигатель, при относительно простой схеме регулирования, базирующейся на отечественном опыте создания и отработки эффективных многорежимных воздухозаборников. Для устойчивой работы таких воздухозаборников нужны сравнительно небольшие «сбросы» (отсосы) воздуха с воздухозаборника.

2. Очень малое влияние отказа одного двигателя на поведение самолета. Эти явления имели место и на дозвуковых самолетах, но при большой сверхзвуковой скорости может возникнуть такая комбинация возмущения по крену и скольжению, которая приведет к выходу из строя всех двигателей. Такой отказ двигателей на В-58 и SR-71 (УГ- 12) был причиной ряда катастроф, в то время как подобный отказ на В-70 проходил незаметно.

3. Улучшаются по сравнению со случаем разнесенных мотогондол флаттерные характеристики.

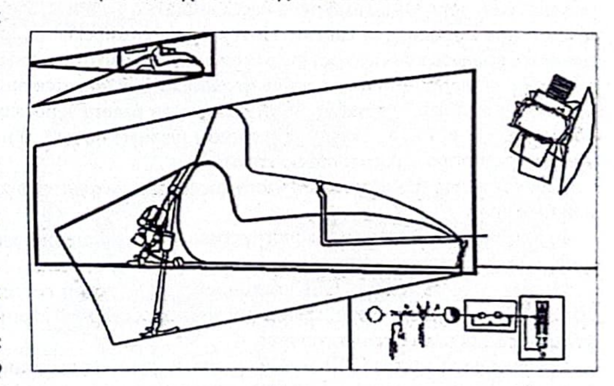
4. Упрощается защита воздухозаборника от летящих из-под колес воды и камней.

5. Удается обеспечить меньшие углы скоса потока в зоне воздухозаборников.

6. Больше свободный размах для элевонов (возможность использования механизации).

7. Уменьшается длина коммуникаций.

Вместе с тем, более длинные каналы приводят к утяжелению самолета, большая толщина пограничного слоя перед воздухозаборниками требует, чтобы воздухозаборники были значительно отодвинуты от поверхности крыла. При этом удалось найти одно из самых интересных решений в компоновке самолета: уборка основного шасси в относительно тонкое крыло (толщина крыла около



Конструкция носового отсека фюзеляжа

2,5% с наплывом). Это удалось сделать за счет использования многоколесной тележки с шинами малого размера.

Коммерческую нагрузку (пассажиры и багаж) пришлось расположить несколько дальше от хвостовой части, чем на других наших самолетах, в связи с спецификой центровки самолетов с задним расположением двигателей (аналогично Ту-134, Ту-154).

Топливо залито по всем возможным зонам, главным образом, в крыло, включая и подфюзеляжную часть. Все двигатели имеют автономные структуры питания и отдельные расходные баки.

5. Описание опытного самолета

Самолет Ту-144, выполненный по схеме «бесхвостка», имеет низкорасположенное тонкое треугольное крыло малого удлинения с передним наплывом большой стреловидности. Фюзеляж с сильно заостренной носовой частью, с большим удлинением (=20) и поперечным сечением в виде поджатого снизу круга. Вертикальное однокилевое оперение расположено сверху на хвостовой части фюзеляжа и находится за задней кромкой крыла. Двигатели установлены вблизи оси фюзеляжа в двух спаренных подкрыльевых мотогондолах. Шасси — нормальной трехопорной схемы.

Конструкция *планера* спроектирована по принципу «безопасного разрушения», что обеспечивает высокую степень надежности в течение всего запланированного срока службы — 30 000 часов, соответствующих приблизительно 15 годам эксплуатации самолета.

Фюзеляж самолета выполнен по полумонококовой схеме. Сечение фюзеляжа — круг с поджатием по дуге в нижней части — обеспечивает комфортабельное размещение пяти пассажирских кресел в ряд и уменьшение миделя, поперечного сечения за счет подпольной части. Средняя часть фюзеляжа, являющаяся герметической кабиной, служит для размещения экипажа, пассажиров, бытовых и багажных помещений. Две пассажирские двери, открывающиеся наружу, расположены на левом борту фюзеляжа. По правому борту находятся две служебные двери, тоже открывающиеся наружу и предназначенные для загрузки буфетов и аварийного покидания самолета.

Над крылом расположены открывающиеся внутрь аварийные люки, по два с каждого борта. Загрузка хвостового багажного отделения осуществляется через нижний люк, открывающийся внутрь. Рельсы, идущие по полу вдоль самолета, конструкция съемных перегородок и буфетов обеспечивают гибкость в компоновке самолета. Овальные окна пассажирского салона имеют трехслойное остекление и расположены в продольной монолитной панели. Интерьер пассажирских салонов и бытовых помещений выполнен в основном в виде жестких легкосъемных элементов, изготовленных из негорючих синтетических материалов.

Передняя негерметическая часть фюзеляжа отклоняется вниз, открывая лобовые стекла фонаря пилотов, обеспечивая пилотам хороший обзор при взлете и посадке. Стекла на передней отклоняемой части обеспечивают обзор вперед в крейсерском режиме полета. В передней части размещен радиолокатор, закрытый радиопрозрачным обтекателем.

В хвостовой негерметической части фюзеляжа находятся вспомогательная силовая установка и тормозной парашют.

Крыло самолета по своему конструктивному исполнению можно разделить на три агрегата: переднюю часть крыла, среднюю часть крыла и отъемные части крыла.

Передняя часть крыла (ПЧК) балочной конструкции состоит в основном из форменных балок, подкрепляющих обшивку с приваренными точечной сваркой стрингерами. Емкость передней части крыла используется для размещения топлива.

Средняя часть крыла (СЧК)— центроплан — имеет кессонную многолонжеронную конструкцию. Монолитные фрезерованные вафельные панели обшивки средней части крыла подкреплены в основном фер-

менными лонжеронами и нервюрами. Емкость крыла используется для размещения топлива, основного шасси и оборудования системы кондиционирования. Для подхода к оборудованию имеются люки и съемные панели. Набор лонжеронов обеспечивает принцип «безопасного разрушения».

Отъемные части крыла (ОЧК) для удобства монтажа и демонтажа имеют фланцевый стык со средней частью крыла и аналогичную ей конструкцию, использующую монолитные панели и ферменные силовые элементы. Емкость отъемных частей крыла используется для размещения топлива и силовых приводов элевонов. Секции элевонов крепятся шарнирно к отъемным частям крыла. Элевоны имеют как обшивку, так и подкрепляющий набор, изготовленные из титанового сплава и соединенные с помощью сварки.

Оперение состоит только из киля с рулями направления. Конструкция киля — многолонжеронный кессон — во многих отношениях аналогична средней части крыла. Киль используется как емкость для перекачки балансировочного топлива при сверхзвуковом полете. Конструкция титановых рулей направления аналогична конструкции элевонов.

Шасси самолета выполнено по трехстоечной схеме. Большой ход амортизаторов шасси, а также наличие продольного и поперечного демпфирования обеспечивают мягкую амортизацию при посадке, разбеге и рулежке.

Компактная многоколесная тележка со спаренными шинами (730×250мм) позволяет убрать основные ноги шасси в тонкое крыло и обеспечивает снижение нагрузки на покрытие аэродрома.

Дисковые тормоза основных колес на земле охлаждаются вмонтированными в них электровентиляторами. Передняя нога шасси — управляемая с поворотом при рулении на угол ±60° — обеспечивает хорошее маневрирование на аэродроме.

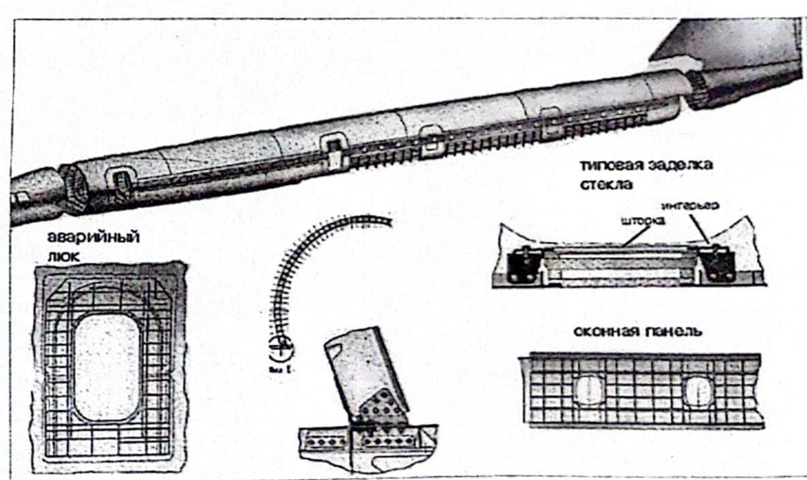
Управление уборкой и выпуском шасси — гидравлическое, от любой из двух независимых систем. Аварийный выпуск воздушный.

Управление самолетом производится одним или одновременно обоими летчиками посредством штурвала и педалей либо с помощью автопилота, связанного с курсовыми и навигационными системами.

Перемещение органов управления осуществляется необратимыми гидроусилителями. Они установлены непосредственно у органов управления, а золотники следящей системы гидроусилителей связаны жесткой подводкой с колонкой, штурвалом и педалями, а также сервоприводами автоматической системы управления.

Привод гидроусилителей осуществляется от четырех независимых гидросистем, обеспечивающих их резервирование. Схема гидроусилителей позволяет осуществлять полет при выходе любого из гидроусилителей или гидравлической системы из строя без заметного ухудшения характеристик.

Ввиду того



Конструкция фюзеляжа

что в системе управления применены необратимые бустера, полностью воспринимающие аэродинамические шарнирные моменты от органов управления, имитация усилий на колонке, штурвале и педалях осуществляется пружинными загружателями.

Кабина экипажа имеет несколько необычную компоновку, так как пульты и органы управления в основном сгруппированы и расположены по операционному принципу. Непосредственно перед летчиками установлена приборная доска, где размещены основные пилотажные приборы, экран радиолокатора, ПИНО, приборы двигателей и т.д.

На центральном пульте размещаются сектора управления двигателями и реверсом, а также рукоятки привода шасси тормозов, поворота обтекателя и автомата тяги. На центральном пульте установлены также пульт АБСУ и ПВМ. На боковые пульты вынесено управление радиосредствами и другими системами. Кроме этого, имеется верхний пульт, где располагаются приборы навигационной системы и переключатели различных систем.

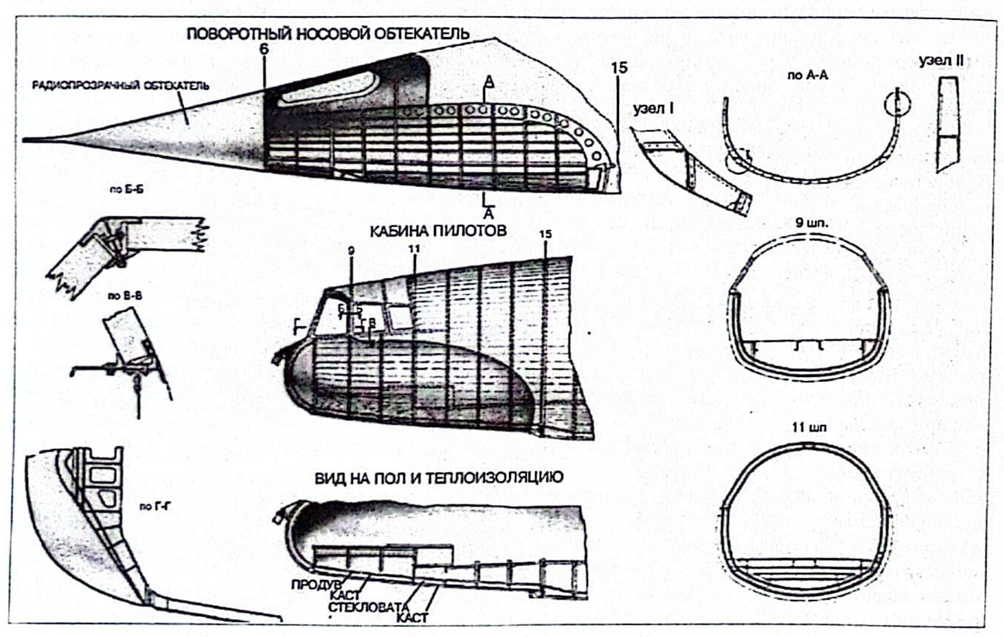
На штурвалах установлены пульты с кнопками и индикаторами режимов управления самолетом.

В техотсеке № 1, расположенном за кабиной экипажа, сосредоточена основная штатная бортовая радиоэлектронная аппаратура, обеспечивающая навигацию управления и связь.

По левому борту установлены: аппаратура РСБН, АВС, ЦВМ, ВНПКД, блоки ПИНО и «Молнии», а также БСУ (СТС, СВС и др.).

По правому борту установлены: аппаратура РСБН, «Лотос», АКС, 020М, «Гроза», блоки «Радуги» и топливной автоматики.

За днищем по 20-му шпангоуту в техотсеке штатной аппаратуры установлены кислородные баллоны и преобразователи. На этажерке, расположенной по правому борту между 20-м и 28-м шпангоутом, установлена экспериментальная записывающая аппаратура для систем навигации и БСУ, электросистемы и аэродинамических замеров. По левому борту у 28-го шпангоута установлена аппаратура записи вибраций. У бортинженера основной пульт контроля систем расположен у 28-го шпангоута. Кроме этого, вдоль борта установлен боковой пульт и с левой стороны пульт управления двигателями, рычаги которого связаны жесткими тягами с соответствующими рычагами на центральном пульте пилотов и автоматом тяги. Дальше идет трассовое управление.



Конструкция носового обтекателя

У ведущего инженера установлены пульты управления экспериментального оборудования.

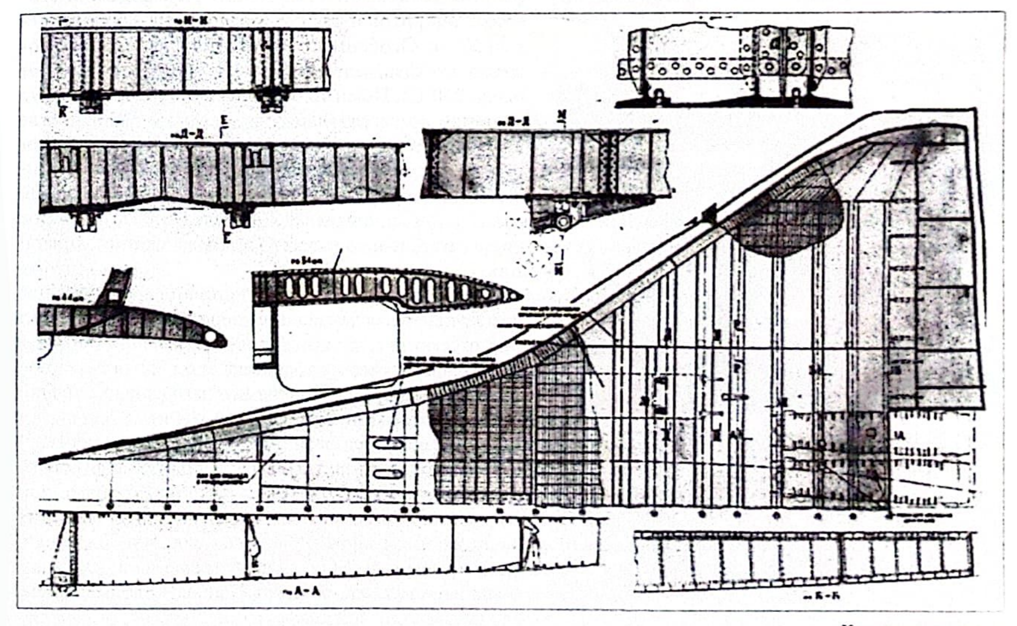
За днищем 32-го шпангоута установлена экспериментальная аппаратура записи температур и система воздухоподготовки для ВКС.

В центральном вестибюле установлены баллоны противопожарной системы, ГВУ, электрощитки и блоки гидросистемы, а также экспериментальная аппаратура записи систем кондиционирования и гидравлики.

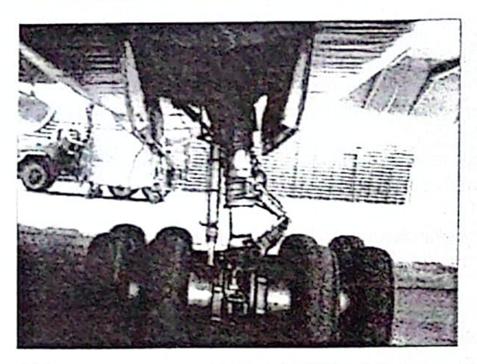
Во 2-м салоне установлена экспериментальная аппаратура для топливной системы, тензометрии самолета и двигателей, а также телеметрическая аппаратура. Экспериментальная аппаратура съемная и устанавливается вдоль правого борта вместо кресел. Кроме этого, предусмотрена установка кинокамер. У 56-го шпангоута в специальной нише под полом установлены гироскопические блоки системы «Радуга». Непосредственно в салоне на рельсах устанавливаются блоки БСУ (МГВ, ДУСы, датчики перегрузок).

В начале техотсека № 2 (за 87-м шпангоутом) находятся распределительные панели. На правом и левом борту устанавливается аппаратура автоматики запуска и контроля двигателей, а также блоки «Мидаса». На левом борту техотсека находится станция «Микрон», а на правом — радиовысотомер «Бирюза» и аккумуляторы. Здесь же установлен водяной бак и баллоны азотной системы.

В багажном отсеке установлена также аппаратура экспериментальных замеров по двигательной установке и самописец МСРП (левый борт). Размещение антенны радиосистем на самолете обеспечивает их эффективную работу на всех участках траектории полета.

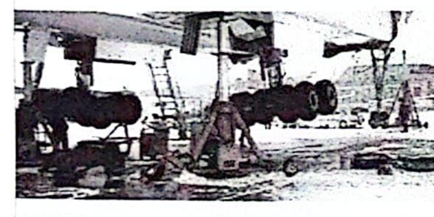


Конструкция крыла



Задача: как разместить колеса в такой нише?









Шасси

Конструктивно выделены *силовая установка* и ее *системы*. Обе спарки воздухозаборников двигателей разделены вертикальными перегородками и обеспечивают независимую работу двигателей. Имеются также по две панели для сброса воздуха из канала в крейсерском полете.

В дополнение к этому имеются специальные каналы для сброса в дно обтекателя центрального тела пограничного слоя с рампы (сброс = 1% расхода воздуха).

Воздух в этой системе имеет давление приблизительно 0,2–0,3 ат, и для его «удержания» приходится тщательно герметизировать как стыковки воздухозаборника и мотогондолы с крылом, так и самую конструкцию.

Установка двигателей очень плотная, и все же мидель мотогондолы у нас относительно большой ($F_{МГ}$=12 м²).

Для подъема и установки двигателя на самолет разработана специальная тележка, обеспечивающая проведение как этой, так и демонтажной операций.

Имеется большое количество коммуникаций, идущих от двигателя к самолету.

На каждом двигателе установлен генератор переменного тока мощностью 60 кВА с приводом постоянных оборотов и два гидронасоса НП-85 мощностью 50 л.с. Особенностью двигателя является относительно низкая температура стенок (в основном около 250°С). Помимо основного энергопитания на самолете имеется аварийная система. В качестве двигателя в ней принят турбоагрегат ТА6А, который может обеспечить на высотах ниже 3 км минимальные энергетические потребности самолета при отказе всех двигателей. До высоты 3 км привод энергоагрегатов осуществляется за счет авторотации.

На самолете установлена система пожаротушения, обеспечивающая ликвидацию пожара в наиболее опасных отсеках путем подачи в них фреона. При пожаре в двигательных отсеках закрываются окна в поперечной перегородке перед двигателями, благодаря чему не допускается «свежий» воздух в отсек.

На самолете устанавливаются внутренние нереверсивные сопла и внешние реверсивные. Оси струй реверса двигателей отклонены на 15° от вертикальной плоскости. Использование реверса только на внешних двигателях связано как со спецификой компоновки, так и с желанием решить задачу торможения самолета с минимумом весовых затрат. Наиболее оптимальным, как показал весовой анализ различных систем, является сочетание двух реверсивных двигателей с посадочным парашютом, используемым как аварийное средство.

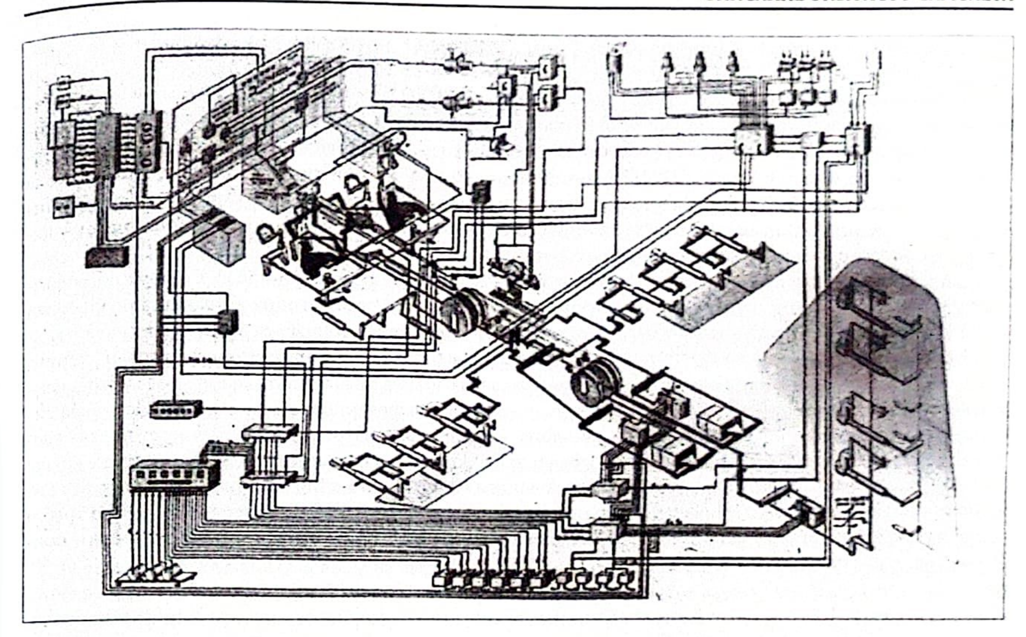


Схема системы управления самолетом

Управление двигателей — механическое, с помощью тяг и тросов, имеется автомат тяги, установленный под пультом бортинженера.

Общая емкость баков *топливной системы* около 102 м³. Вся топливная емкость включает 17 баков. Порядок расхода и система перекачки топлива обеспечивают изменение центровки в рекомендованных пределах. Для обеспечения термостабильности и пожаробезопасности применяется азотирование топлива. Маслосистема двигателей вынесена на самолет, ее основные агрегаты располагаются в крыле (в «мотоотсеке»).

Гидравлическая система используется для привода силовых агрегатов рулей, регулируемых элементов воздухозаборника, шасси, топливных насосов перекачки (гидромоторы). На самолете принята система, состоящая из четырех независимых систем.

Нормальное эксплуатационное давление — 210 кг/см². В качестве гидравлической жидкости используется жидкость 7-50С-3. Все схемы работают в продолжение всего полета, и каждая система обеспечивается двумя насосами НП-85, установленными на соседних двигателях.

При отказе одного, двух или трех двигателей уменьшается располагаемая мощность системы и ограничиваются режимы полета. При отказе всех двигателей продолжение полета возможно за счет авторотации, а с высоты ~3 км нужно переходить на питание от турбонасосной установки (2-НП-85), приводимой воздухом от ВСУ.

Гидравлические трубопроводы изготавливаются из специальной высокопрочной стали.

В связи с тем, что в процессе изменения режима полета происходит расширение или сокращение каркаса, на трубопроводах устанавливаются компенсаторы. В местах перехода трасс на агрегаты конструкции, работающие в разных системах, устанавливаются шланги. Объем жидкости в гидросистеме

около 400 л, из них в баках — 100 л (объем двух баков 200 л). Усилие, развиваемое основными бустерами, — 13 т.

Основная *электросистема переменного тока* напряжением 208 В обеспечивается четырьмя бесщеточными генераторами мощностью 60 кВА с масляным охлаждением. Постоянная частота 400 гц поддерживается в широком диапазоне оборотов (от 320 до 6500) приводом постоянных оборотов. На ВСУ установлен генератор переменного тока ГТ-40П46 мощностью 40 кВА и стартер-генератор постоянного тока ГС-12ТО мощностью 12 кВт. Помимо этого имеются две аккумуляторные батареи. Основные распределительные панели устанавливаются в начале хвостового багажного отсека. С этих панелей происходит раздача электроэнергии ко всему оборудованию самолета.

В *воздушной системе* самолета используется азот с давлением 150 ат (емкость 150 л). Система обеспечивает сброс крышек люков, введение и сброс тормозного парашюта, перекрытие окон тракта запитки сопел по 82-му шпангоуту, управление межбаковыми клапанами (топливными), наддув баков гидросистемы.

Система кондиционирования в процессе проектирования, в отличие от других агрегатов и систем, уменьшилась и с шести систем сократилась до двух, в связи с чем на самолете осталось пустое место в центральном теле от 56-го до 65-го шпангоута, предусмотренное для фреонных холодильников. Основная система кондиционирования, оставшаяся на самолете, — открытая воздушная — обеспечивает подачу свежего холодного воздуха (–20°С) и наддув гермокабины. Она размещена в основном в средней части крыла и обеспечивает нам частичную запитку «дна» выходящим воздухом из 4-х ВВР системы. Теплозащита с динамической изоляцией обеспечивает температуру стенки салона около 25°С. В системе очень много труб и коробов (включая контур динамики), требующих не только места, но и тщательного выполнения и поддерживания их герметически.

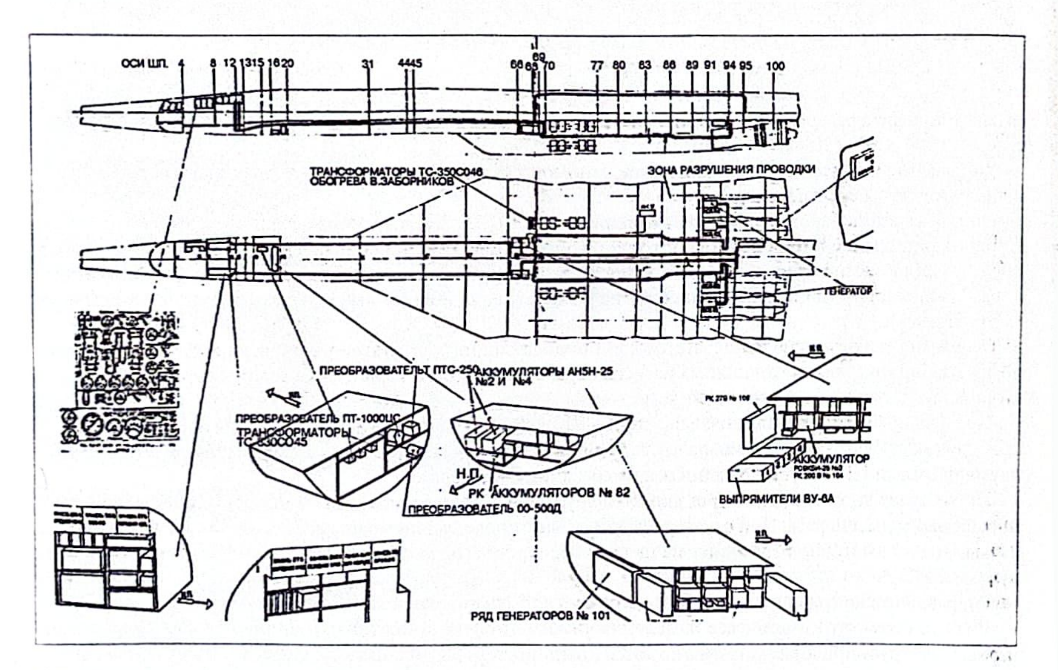


Схема размещения оборудования

6. Компоновка самолета. Конструкция основных агрегатов

Силовая схема и разбивка самолета на основные агрегаты

Самолет Ту-144 представляет собой моноплан с низкорасположенным относительно фюзеляжа крылом. Крыло проходит вдоль 2/3 длины фюзеляжа, который практически на половине своей длины жестко связан с крылом, являющимся силовым полом, замыкающим гермокабину. Под крылом проходит мощная продольная кессон-балка, названная нами центральным телом, который является нижним силовым поясом фюзеляжа, существенно повышающим жесткость фюзеляжа в продольном направлении.

Под крылом, справа и слева от центрального тела, подвешены не работающие в изгибе фюзеляжа две гондолы, включающие в себя воздухозаборники и собственно мотогондолы с соплами.

Основное шасси установлено на кессоне крыла, вплотную к стенке мотогондолы, и убирается в крыло и обтекатель вперед против потока. Носовое шасси установлено в подфюзеляжной части крыла перед воздухозаборниками и убирается назад — в нишу между воздухозаборниками.

Основные разъемы:

— по фюзеляжу — 96 шпангоутов (фюзеляж — хвостовая часть);

— по крылу — на носовую, переднюю, среднюю и отъемную части крыла (НЧК, ПЧК, СЧК, ОЧК).

Фюзеляж изготовлен в основном из материала АК4-1. Основная часть фюзеляжа — герметическая кабина расположена между 8-м и 108-м шпангоутом. Она включает в себя кабину экипажа, 1-й технический отсек, багажник и передний вестибюль, пассажирскую кабину из двух салонов, разделенных центральным вестибюлем, в конце гермокабины располагаются задние туалеты и багажник, по бокам которого установлена аппаратура 2-го техотсека.

На крейсерском режиме фонарь кабины закрывается поворотным негерметическим обтекателем, в котором установлены антенны. Хвостовая негерметическая часть служит для размещения ВСУ и парашюта.

Поворотный обтекатель состоит из радиопрозрачного носка (L=5,8 м), в котором установлены антенны РЛС «Гроза», и собственно обтекателя с остеклением, обеспечивающим достаточный обзор из кабины в крейсерском полете. Ось вращения обтекателя у 15-го шпангоута. Подъем и опускание обтекателя производится дублированным винтовым электромеханизмом. В электромеханизм встроена аварийная гидросистема, которая обеспечивает опускание обтекателя в среднее положение.

Исходная компоновка кабины экипажа на 1-м изделии изменена, т.к. вместо штатных сидений экипажа установлены катапультные кресла типа КТ-1 и в экипаж дополнительно введен ведущий инженер-экспериментатор. Кресла 1-го и 2-го пилота установлены на местах штатных сидений, а для бортинженера и ведущего кресла установлены у 32-го шпангоута.

Для катапультирования на кабине сделаны 4 люка. При катапультировании газы сбрасываются:

— у бортинженера и ведущего — через жалюзи в отсек за 32-м шпангоутом;

— у правого летчика — по специальному каналу за борт;

— у левого летчика — в кабину.

Модифицированная кабина экипажа включает в себя технические отсеки и отделена для уменьшения объема при разгерметизации от остальной части гермокабины специальным сферическим днищем, установленным на 32-м шпангоуте. Кроме того, на 20-м шпангоуте установлена промежуточная плоская перегородка, разделяющая кабину экипажа на две части, для дополнительного дробления объема кабины. Днища по 20-му и 32-му шпангоутам — демпферно-предохранительные.

Рабочие места летчиков в основном сохранены в штатной компоновке, но из-за установки катапульт пришлось провести ряд изменений по размещению отдельных пультов. Под полом установлен пульт управления самолетом.

Большой фонарь с двумя лобовыми триплексными стеклами (толщина = 51 мм; рассчитаны на удар птицы) и боковыми стеклами обеспечивает хороший обзор на взлете и посадке и ограниченный обзор при поднятом обтекателе. Задние боковые стекла-форточки могут для вентиляции кабины сдвигаться назад.

Непосредственно за креслами летчиков установлена электронная аппаратура 1-го техотсека (до 20-го шпангоута).

В отсеке от 20-го до 28-го шпангоута установлено в основном экспериментальное оборудование.

Между 28-м и 32-м шпангоутом установлены пульты и кресла бортинженера и ведущего инженера. Места экипажа обеспечивают работу экипажа в высотных костюмах. За 32-м шпангоутом располагается отсек, за которым находится сокращенный салон 1-го класса (9 мест, по 3 в ряд).

В центральном вестибюле установлено экспериментальное и часть неразмещенного штатного оборудования.

2-й салон, от 50-го до 85-го шпангоута, предназначен для размещения в нем 80 кресел туристического класса. В салоне устанавливаются съемные этажерки экспериментального оборудования. Проводки к экспериментальному оборудованию в основном проведены по полу вдоль правого борта и частично по полке.

Для обеспечения нормальной работы часть перегородок (в туалетах) в эксплуатации придется снять, т.к. здесь — выход управления двигателей.

Штатная электротрасса проходит по потолку. Трасса управления самолетом и двигателями — под полом.

В заднем багажнике кроме штатного оборудования установлено много экспериментального оборудования.

Под полом багажника (за 96-м шпангоутом) размещен задний узел управления самолетом по крену и тангажу, а наверху проходит управление рулем направления.

В связи со значительными изменениями длины самолета в полете у 15-го и 96-го шпангоутов установлены барабаны с механизмами натяжения тросов управления самолетом. От узла управления и рулевых агрегатов идут жесткие тяги к золотникам бустеров элевонов и руля направления.

За задним гермоднищем (108-й шпангоут) расположена ВСУ ТА-6А, обеспечивающая запуск двигателя, кондиционирование и энергетику в поверочном и аварийном режимах. ВСУ дает постоянный и переменный ток и воздух для ТНУ гидросистемы.

В хвостовой части фюзеляжа установлен тормозной посадочный парашют (S=104 м²), в откидном коке которого установлена антенна «Пион». Парашют охлаждается воздухом, сбрасываемым из гермокабины. Замок отцепки парашюта располагается сверху на фюзеляже.

Крыло треугольное с наплывом, суммарной площадью 470 м², но конструктивная площадь составляет 413 м². Крыло изготовлено в основном из АК4-1. Большую часть крыла занимает кессон-бак. В связи со спецификой работы крыла и рядом технологических соображений крыло разделено на три основные зоны: переднюю (НЧК, ПЧК), среднюю (СЧК), консоль (ОЧК).

НЧК — два навесных на фюзеляж треугольных бака-отсека (от 28-го до 44-го шпангоута). ПЧК — центральная часть наплыва крыла в зоне 44-го–71-го шпангоута, жестко привязанная к фюзеляжу, имеет балочную конструкцию по всем шпангоутам и 5 лонжеронам (шпангоуты 44, 52, 53, 65, 71).

Большая часть ПЧК залита топливом. К ПЧК подвешены воздухозаборники, часть центрального тела, а также установлена передняя нога шасси и механизация воздухозаборников. ПЧК изготовлена из листовых панелей с приваренными стрингерами.

СЧК и ОЧК представляют собой основной силовой кессон крыла и разделяются по гребенке на дистанции 5750 мм от оси самолета. Эти агрегаты изготовлены в основном из фрезерованных панелей. СЧК жестко завязана с фюзеляжем и представляет собой единый агрегат, включающий в себя лонжероны с 5-го по 14-й и нервюры с 0-й по 16-ю.

На СЧК подвешены основные шасси, двигатели, мотогондола, каналы, центральное тело и внутренние секции элевонов. На ОЧК подвешены три внешние секции элевонов. В СЧК расположены основные и расходные баки, ниши шасси, системы кондиционирования, наддува.

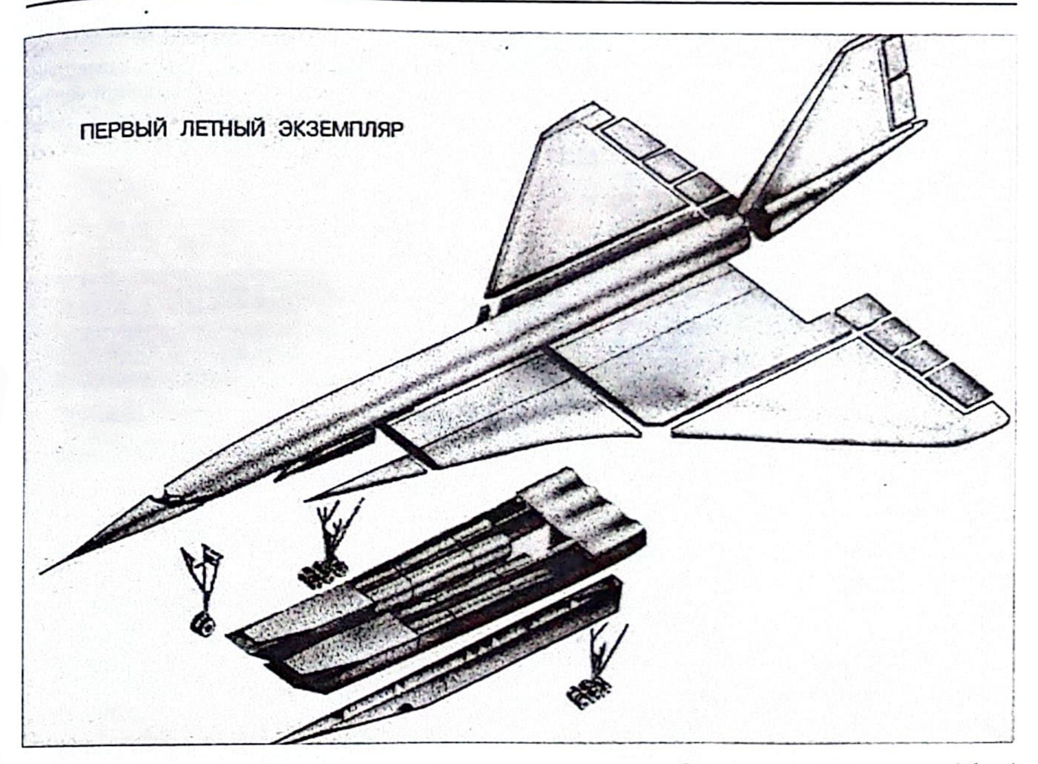


Схема технологического членения (общая)

В связи с высокими температурами конструкция крыла в зоне над двигателями выполнена из титана и стали.

Вся зона крыла над двигателями защищена теплостойкими экранами, а ее кессонная часть выполнена в герметичном варианте с дренажированием отсеков.

Элевоны изготовлены из титана и разделены на 8 секций, работающих синхронно как рули высоты и крена. Каждая секция подвешена на двух опорах, в плоскости которых установлены два двухкамерных бустера. Бустеры частично утоплены в хвостовую часть крыла. Помимо бустеров около торцов секций устанавливаются демпферы.

Из-за значительных деформаций крыла щели между элевонами сделаны увеличивающимися от оси к хвостику.

Киль, также выполненный из материала АК4-1, имеет многолонжеронную конструкцию с фрезерованными панелями и выполнен как единый агрегат с хвостовой частью фюзеляжа. Кессон киля (от 102-го до 114-го шпангоута) используется в качестве емкости для балансировочного бака.

Рули подобны элевонам, но в отличие от крыла на киле бустера убраны полностью в киль, а оси вращения вынесены наружу (в равные стороны по секциям). На киле установлен большой изолированный обтекатель-законцовка, служащий антенной КВ связи.

ШАССИ. По основным размерам шасси близко к шасси самолета Ту-114, т.е. носовая стойка имеет высоту 4,79 м и основные стойки 3,628 м, но качественно оно отличается очень существенно. Прежде всего, ход амортизаторов составляет 540^{+140}мм на основном и 590^{+160}мм на носовом шасси.

Принятие такого большого хода «съедает» часть зазора и, следовательно, уменьшает располагаемый посадочный угол. Основное шасси имеет трехосную тележку с 12 шинами размером 730×250 мм, крепящуюся к стойке на карданной подвеске. Такое шасси имеет сравнительно малый «лоб», позволяющий убрать его в тонкое крыло. Стойка шасси — складывающаяся, с задним подкосом. Носовая стойка с двумя колесами размером 1020×300 мм. В выпущенном положении стойка и передний укорачивающийся подкос образуют 3-стержневую пирамиду.

7. Таблицы основных геометрических данных опытного самолета Ту-144

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ (1-я летная)

КРЫЛО

Площадь крыла с наплывом	м²	S	470,0
Площадь базового крыла	м²	S_H	382,3
Относительная площадь наплыва		S_H	0,229
Размах крыла теоретический	м	$l_{кр.}$	27,2
Размах крыла практический	м	$l_{пр.}$	27,65
САХ	м	b_A	23,512
Удлинение крыла с наплывом		λ	1,575
Удлинение крыла базового		$\lambda_{БАЗ.}$	1,935
Сужение крыла с наплывом		η	10,25
Сужение базового крыла		$\eta_{БАЗ.}$	6,0
Тип профиля			Специальный
Средняя эквивалентная относительная толщина крыла		$C_{экв.}$	0,0246
Суммарная теорет. площадь элевонов	м²	$S_{эл.}$	37,6
Стреловидность базового крыла	град.	$\chi_{БАЗ.}$	55
Стреловидность наплыва крыла	град.	$\chi_{НАПЛ.}$	78

ФЮЗЕЛЯЖ

Длина самолета	м	L	58,215
Длина самолета с ПВРД	м	$L_{с\ ПВРД}$	59,422
Ширина фюзеляжа	м	$D_{MAX.}$	3,25

Эквивалентный диаметр	м	$D_{ЭКВ.}$	3,039
Площадь миделя фюзеляжа	м²	$S_{МФ.}$	7,252
Относительная площадь миделя		$S_{МФ.}$	0,0154
Удлинение фюзеляжа		$\lambda_{Ф.}$	17,92
Удлинение носовой части фюзеляжа		$\lambda_{Н.}$	5,86
Удлинение хвостовой части фюзеляжа		$\lambda_{Х.}$	7,495

МОТОГОНДОЛА

Длина мотогондолы	м	$L_{МГ}$	21,610
Площадь входа	м²	$F_{ОВХ.}$	4x1,28
Площадь выхода	м²	$F_{ВЫХ.}$	4x2,138
Геометрия входа	м	b:h	1,06: 1,2075
Площадь миделя	м²		5,44
Длина каналов	м		13,663
Длина каналов	калибры		≈10
Относительная площадь миделя МГ		$S_{М.МГ}$	0,01158

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь суммарная	м²	$S_{\Sigma\ ВО}$	51,625
Относительная суммарная площадь ($S_{\Sigma ВО}/S_{БАЗ.}$)		$S_{\Sigma\ ВО}$	0,135
Площадь ВО теоретическая	м²	$S_{ВО}$	50
Размах ВО	м	$l_{ВО}$	6,0
Удлинение		$\lambda_{ВО}$	0,705
Сужение		$\eta_{ВО}$	3,52
САХво	мм	$b_{A\ ВО}$	9211,69
Относительная толщина у корня		$C_{КОНЦ.}$	0,035
Относительная толщина на конце		$C_{КОНЦ.}$	0,03
Коэффициент статического момента		$B_{ВО}$	0,0667
Площадь руля направления	м²	S_{SH}	10,2
Профиль ВО			П-109

8. Особенности и основные отличия предсерийного варианта от опытного самолета

Проектирование предсерийного и серийного самолетов проводилось с учетом накопленного опыта проектирования и эксплуатации. И хотя было сделано все возможное для максимальной унификации конструкции первой опытной и серийной машин, по большинству параметров и характеристик самолеты отличаются принципиально.

· Для снижения веса проведены мероприятия по облегчению конструкции, оборудования и систем. Сокращены протяженность и количество трасс.

· Для первого и второго серийных самолетов комплектация бортовой аппаратуры была сохранена, но одновременно с их проектированием проводились работы по замене устаревшего оборудования на более современное с согласованием дополнительных технических заданий.

· Проведены мероприятия по обеспечению заданного ТТТ ресурса конструкции, эксплуатационной и ремонтной технологичности и повышенной надежности систем и оборудования.

· Доработана конструкция воздухозаборников, мотогондол, систем СУ для обеспечения возможности установки в серийном производстве двух типов двигателей НК-144 и РД-36-51.

· В носовой части фюзеляжа была сделана цилиндрическая вставка длиной 2610 мм и в хвостовой части — 870 мм. Диаметр фюзеляжа увеличен до 3300 мм. Сечение фюзеляжа было доведено в основе до круга и выполнено замкнутым на участке до 69-го шпангоута. Конструкция пакета теплоизоляции сохранена без изменения (за исключением отдельных зон пассажирской кабины). Отклоняемая носовая часть модифицирована для улучшения формы и обзора. Изменены точки ее подвески для создания более жесткой конструкции. В хвостовой части фюзеляжа установлен увеличенный топливный бак на 6 т топлива, обеспечивающий балансировку самолета на маршевом режиме.

· Изменена внутренняя компоновка самолета. Увеличено количество пассажирских мест, более рационально размещены бытовые и вспомогательные помещения. Для предсерийного самолета принят смешанный вариант на 150 пассажиров (16 — первого класса и 134 — туристского). В передней части пассажирской кабины находится салон первого класса и передний салон туристского класса (на 30 пассажиров). В заднем туристском салоне размещаются 104 пассажира. Общий объем багажных помещений — 25 м³. Передние багажные отсеки расположены под полом пассажирской кабины. Задний фюзеляжный багажный отсек, по сравнению с опытной машиной, уменьшен.

· В целях сокращения времени обслуживания и сокращения объема и веса буфетно-кухонного оборудования на самолете внедрен новый принцип питания пассажиров с использованием расфасованных пакетов и посуды разового пользования.

· На всех предсерийных самолетах обеспечено аварийное покидание самолета экипажем при испытаниях до $V_{инд.}$ — 600 км/ч и Н=2,5 км при угле снижения до 8–10°.

· Крыло самолета увеличено по площади и изменено в плане за счет оттяжки носовых и хвостовых частей и сохранения абсолютной толщины. На основе проведенных исследований принята новая деформация и крутка крыла. Принципы стыковки кессона крыла с центральной частью фюзеляжа не изменяются.

· В передней части фюзеляжа установлена специальная взлетно-посадочная механизация, выполненная в виде многощелевого крыла. При реализации взлетно-посадочной механизации элевоны отклоняются вниз на угол 10°.

· Для обеспечения необходимых характеристик путевой устойчивости увеличено удлинение и статический момент вертикального оперения.

· Переднее шасси — двухколесное, убирается в фюзеляж. Основное шасси — с двухосной тележкой по четыре шины на каждой оси, убирается вперед, с поворотом тележки, в нишу между каналами воздухозаборника.

· Для размещения оборудования на самолете предусмотрены три технических отсека: передний — за кабиной экипажа, хвостовой — в районе 96-го шпангоута и центральный — в районе 69-го шпангоута.

· На самолете установлена модифицированная система кондиционирования.

· При установке агрегатов систем и оборудования обеспечивается свобода для расширения конструкции и элементов крепления при нагреве без создания дополнительных напряжений. Все элементы крепления выполнены с теплоизоляцией для обеспечения минимальных теплопритоков в гермокабину.

· Разработана система струйной защиты воздухозаборника, а также другие мероприятия защиты двигателя от попадания посторонних предметов.

9. Основные геометрические данные (серийный самолет)

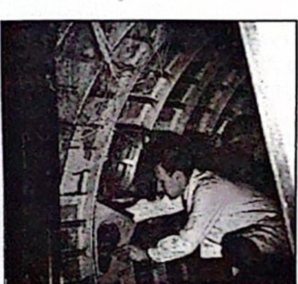
КРЫЛО			
Площадь крыла с наплывом	м²	S	507,0
Площадь базового крыла	м²	S_H	437,65
Размах крыла теоретический	м	$l_{кр.}$	28,8
Размах крыла практический	м	$l_{пр.}$	27,65
САХ	м	b_A	23,301
Удлинение крыла с наплывом		λ	1,636
Удлинение крыла базового		$\lambda_{БАЗ.}$	1,895
Сужение крыла с наплывом		η	10,575
Сужение базового крыла		$\eta_{БАЗ.}$	7,09
Тип профиля			Специальный
Средняя эквивалентная относительная толщина крыла		$C_{экв.}$	0,024
Суммарная теорет. площадь элевонов	м²	$S_{эл.}$	42,78
Стреловидность базового крыла	град.	$\chi_{БАЗ.}$	57
Стреловидность наплыва крыла	град.	$\chi_{НАПЛ.}$	76
ФЮЗЕЛЯЖ			
Длина самолета	м	L	64,45
Длина самолета с ПВРД	м	$L_{с\ ПВРД}$	67,05

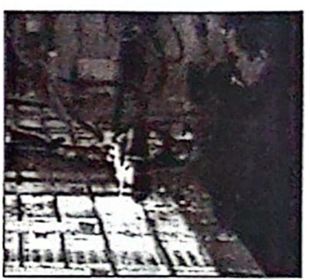
Ширина фюзеляжа	м	$D_{MAX.}$	3,3
Площадь миделя фюзеляжа	м²	$S_{MФ.}$	8,54
Относительная площадь миделя		$S_{MФ.}$	0,01686
Удлинение фюзеляжа		$\lambda_{Ф.}$	19,55
Удлинение носовой части фюзеляжа		$\lambda_{H.}$	6,22
Удлинение хвостовой части фюзеляжа		$\lambda_{X.}$	8,04
МОТОГОНДОЛА			
Длина мотогондолы	м	$L_{MГ}$	20,355
Площадь входа	м²	$F_{OBX.}$	4x1,35
Площадь выхода	м²	$F_{BЫX.}$	9,07
Геометрия входа	м	b×h	1345×1003,7
Площадь миделя	м²	F_m	11,83
Относительная площадь миделя МГ		$S_{M.MГ}$	0,0233
ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ			
Площадь теоретическая без форкиля (от линии 1650 мм от СГС)	м²	S_{BO}	49,24
Площадь ВО с форкилем в потоке ($S_{фк}$=1,02м²)	м²	$S_{ПОТ. BO}$	55,0
Размах ВО (теоретич.)	м	l_{BO}	6,65
Удлинение (для S_{BO}=49,24 м²)		λ_{BO}	0,9
Сужение (для S_{BO}=49,24 м²)		η_{BO}	3,88
САХво	мм	$b_{A\ BO}$	8264
Стреловидность форкиля	град	χ_{BO}	50
Коэффициент статического момента		B_{BO}	0,0617
Площадь руля направления	м²	S_{SH}	11,397
Профиль ВО			П-109 с (3÷3,5%)

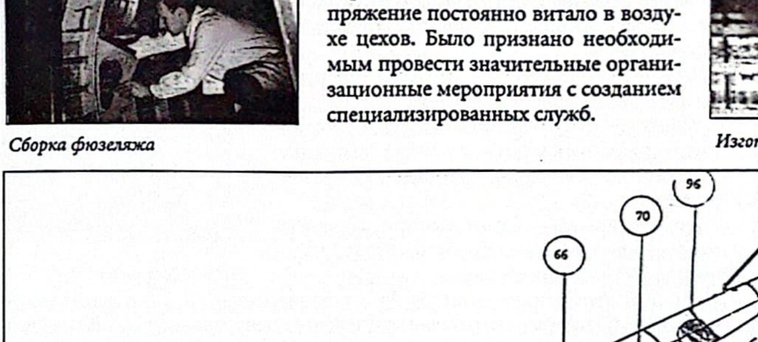
10. Организация производства опытного и серийных самолетов

Наличие мощного опытного производства (непосредственно связанного с конструкторским бюро) позволило проводить работы по его организации практически одновременно с проектированием самолета Ту-144. В едином цикле шла разработка директивной и пооперационной технологии сначала для опытного производства. При этом изучался один из главных вопросов программы —возможность использования уже освоенных технологий и необходимость заказа нового оборудования по всем этапам производства.

В случае с Ту-144 широкое применение титановых сплавов потребовало приобретения и в ряде случаев разработки дополнительного сварочного и станочного оборудования. Большие проблемы были связаны с освоением мощных крупногабаритных фрезерных станков с программным управлением для изготовления панелей и лонжеронов. Первые станки такого типа с ЧПУ, изготовленные на Савеловском машиностроительном заводе, были чрезвычайно капризны, освоение шло очень сложно. Риск испортить дорогие заготовки был велик, и напряжение постоянно витало в воздухе цехов. Было признано необходимым провести значительные организационные мероприятия с созданием специализированных служб.


Сборка фюзеляжа


Изготовление вафельных панелей



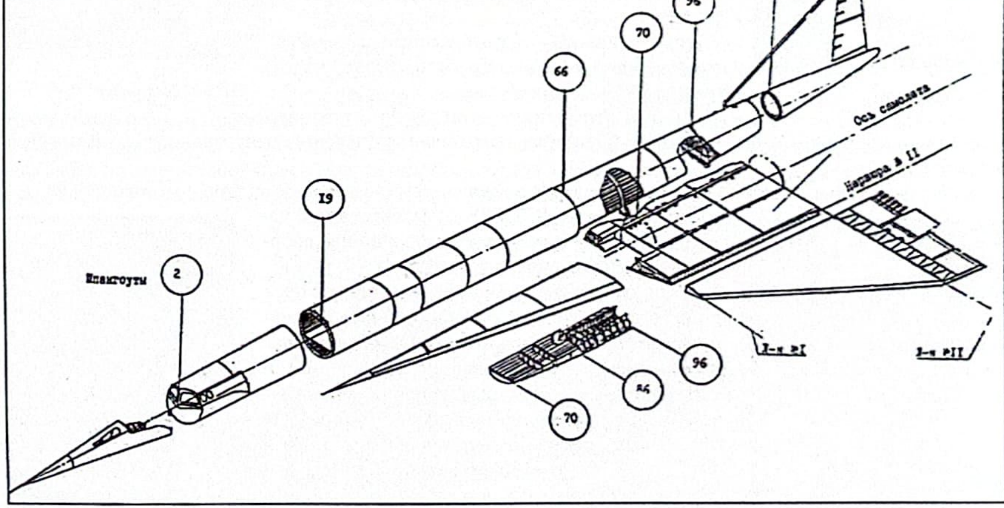
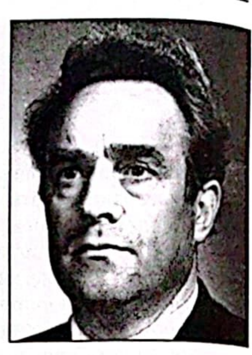


Схема технологического членения (серийный самолет)



И.Б. Иосилович



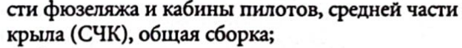
В.И. Бородько

Сложнейшие вопросы пришлось решать при разработке стапельной оснастки. Требования конструкторов к точности стапельных форм и качеству поверхности неизмеримо повысились.

Важнейшим для ускорения программы было решение министра авиационной промышленности об организации кооперации между всеми заводами, которые в дальнейшем должны были строить самолет серийно. Для опытного самолета серийные заводы построили большую часть агрегатов самолета и стапельной оснастки. На следующем этапе большая группа рабочих серийных заводов прошла обучение на опытном заводе и непосредственно участвовала в строительстве первого самолета. По генеральному распределению, утвержденному заместителем министра А.А. Белянским (опытнейшим производственником, который был директором авиационного завода еще в годы войны и внес огромный вклад в развитие авиапромышленности), для первого опытного самолета было принято следующее распределение:

А.В. Мещеряков

М.А. Бормашенко



Воронежский авиационный завод — изготовление отъемной части крыла (ОЧК), переднего шасси, большого количества трудоемких деталей,

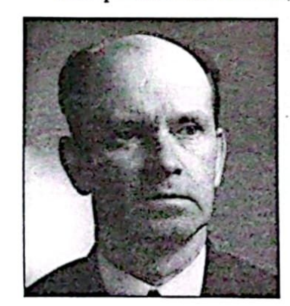
Куйбышевский завод — изготовление рулей направления, элевонов, основного шасси.

Общую сборку первого самолета и изготовление других элементов самолета выполнял опытный завод и все его производственные филиалы:

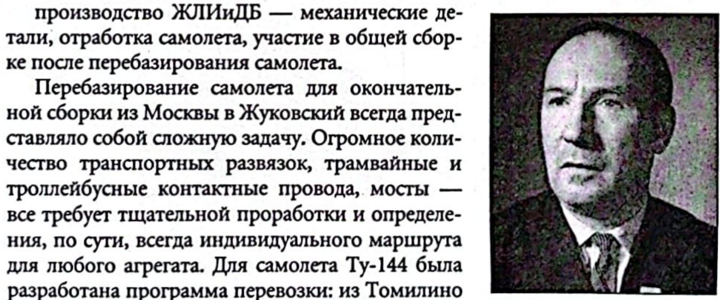
опытный завод — изготовление передней части фюзеляжа и кабины пилотов, средней части крыла (СЧК), общая сборка;

филиал «Томилино» — передний отклоняемый носок, средняя и хвостовая часть фюзеляжа, вертикальное оперение, центральное тело и носовая часть крыла;

экспериментальный завод —передняя, средняя и задняя часть воздухозаборников и мотогондолы;



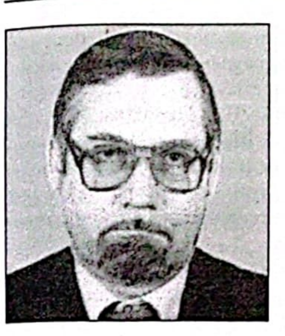
В.П.Николаев



Л.С. Щавинский

производство ЖЛИиДБ — механические детали, отработка самолета, участие в общей сборке после перебазирования самолета.

Перебазирование самолета для окончательной сборки из Москвы в Жуковский всегда представляло собой сложную задачу. Огромное количество транспортных развязок, трамвайные и троллейбусные контактные провода, мосты — все требует тщательной проработки и определения, по сути, всегда индивидуального маршрута для любого агрегата. Для самолета Ту-144 была разработана программа перевозки: из Томилино изготовленный там фюзеляж на специально



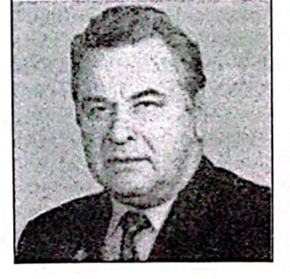
А.В. Сахаров



Н.Н. Селиверстов

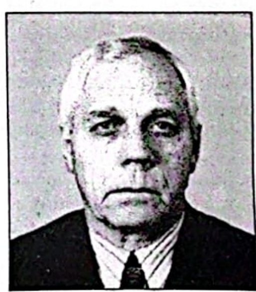
спроектированной «тележке» был доставлен в Москву, затем после сборки со средней и передней частями крыла он был доставлен в Жуковский. Отъемные части крыла были доставлены из Воронежа на внешней подвеске вертолета Ми-10 (пилотировал вертолет экипаж известного летчика-испытателя Колошенко). В ангаре №2 ЖЛИиДБ были выполнены все операции по окончательной сборке самолета Ту-144.

Масштабы и напряженность работы по организации производства были колоссальными. Основная нагрузка в этой сложной работе легла на замечательного специалиста и прекрасного инженера-технолога Исаака Борисовича Иосиловича, главного инженера опытного завода Алексея Владимировича Мещерякова, главного технолога — организатора кооперации и всех технологических операций Семена Абрамовича Вигдорчика, главного металлурга Ивана Леонтьевича Головина, организатора всех работ на опытном производстве заместителя главного инженера Владимира Прокопьевича Николаева. Добрым словом следует вспомнить скромного начальника отдела снабжения Михаила Александровича Бормашенко, который в то нелегкое время буквально проявил чудеса в «пробивании» поставки необходимых и самых дефицитных материалов. Чрезвычайно важно, что производство представляло слаженный и дружный коллектив единомышленников во главе с директором опытного завода В.И. Бородько (короткое время завод возглавлял А.Н.Фалеев), заместителем главного инженера В.Ф. Дубровским, начальником производства Л.С. Щавинским, начальниками технологических бригад В.В.Садковым, Ю.Л. Лапоновым, Д.П. Степановым, многими руководителями лабораторий и цехов.



И.Ф. Шабанов

Возможности опытного производства ОКБ Туполева в начале 60-х годов позволяли выполнять огромный объем работ. Каждый цех имел полный технологический набор оснастки, позволяющей в целом на опытном производстве выполнить весь необходимый перечень работ. Руководители цехов и средний технический персонал имели неоценимый опыт многолетней работы по специальности. К сожалению, в рамках этой книги можно привести только несколько конкретных примеров. Но с огромной благодарностью мы вспоминаем всех наших товарищей — производственников, которые своим бескорыстным трудом сделали второй важный шаг в создании самолетов.



А.В. Хаханов

Цех №2 — самый большой механический цех. Для выпуска деталей самолета Ту-144 оборудование цеха дополнено фрезерными станками ФП-6, ФП-9 с ЧПУ. Начальник цеха Г.И. Соломатин и бригада ВЦ ОКБ И.П. Сандрыкина за короткое время обеспечили как выпуск большинства механических деталей для опытного и ряда серийных самолетов, так и тщательную отработку всех рабочих программ для ЧПУ всех заводов, входящих в кооперацию.

Цех №6 —гальванический. Здесь были внедрены новые процессы химических покрытий. Но, самое главное, здесь был освоен и затем активно распространен на серийных заводах метод глубокого размерного химического травления (иногда его называют методом химического фрезерования). Начальник цеха Н.Г. Шарлыгин, технологи и рабочие цеха выполнили огромный объем таких работ.

Цех №10 — цех агрегатной и общей сборки. Были изготовлены элемен-



А.Н. Туполев среди работников производства и членов экипажа самолета Ту-144 (слева направо: А. Туполев, А. Жаров, В. Николаев, Ю. Селиверстов, В. Кузьмин, Ю. Попов, А.Н. Туполев, В. Дубровский (сидит), А. Петров, В. Бендеров)

ты топливной, высотной системы, системы управления, выполнен монтаж двигателей. Под руководством Г.Ф. Волкова, Н.В. Птицына, М.П. Гузанова, А.И. Шабанова, И.И. Григорьева, Б.Е. Богданова, А.М. Задудаева и многих других был выполнена сборка основных агрегатов планера и самолета в целом.

Цех №12 — цех гидрооборудования. Обеспечил монтаж и отработку гидравлических систем управления, монтаж и отработку шасси. Руководители и работники цеха И.Ф. Шабанов, А.А. Валевин, Е.Н Красный, А.А. Бабанин, В.В.Родин, В.Н. Борисов, И.П. Зотов и многие другие тщательно и умело организовали сложнейшие работы.

Цех №13 —цех электрооборудования. Изменение марок проводов, принципов формирования этажерок с оборудованием, абсолютно новое оборудование заставили работников цеха под руководством А.В. Ханова, М.А. Трайбмана, К.С. Белинова, И.Г. Ананьева, И.С. Ефанова и других полностью изменить технологию, внедрить новые технологии рабочие места.

Цех №19 — цех изготовления моделей. Мастера высшего класса под руководством В.И. Воробьева ни разу не подвели коллектив по срокам изготовления сложнейших и уникальных аэродинамических моделей.

Цех №36 — цех неметаллических материалов и герметиков. Обеспечение поверхностной герметизации огромных топливных баков Ту-144 было выполнено работниками цеха одновременно с проведением экспериментальных работ по внедрению оптимальных составов и технологий. Работники цеха под руководством В.Э. Ягнатинского совместно с лабораторией неметаллов выполнили для авиапромышленности практически все экспериментальные работы для решения сложнейшей проблемы обеспечения герметичности самолета.

Эти и другие цеха опытного завода были подкреплены специализированными производствами филиала «Томилино» (руководители Н.Н. Селиверстов, В.К. Бондарь, Л.Б. Ципорин, Ю.С. Клешнин) и экспериментального завода (ранее московский филиал), специализированного производства для изготовления титановых деталей и воздухозаборников (Д.И. Эйдельман, Н.Г. Радзиминский, В.Д. Талалаев, А.В. Сахаров).

Огромной заслугой руководителей опытного производства (в первую очередь А.В. Мещерякова, В.П.Николаева), КОПРИНА (А.П. Дымова, Е.Я. Блинова, Я.П. Кундина), начальников подразделений и цехов было ясное понимание важности экспериментальных работ и необходимости их выполнения в самые ранние сроки. Одновременно с работами, проводимыми на опытном самолете, огромные силы были направлены на создание стендов и специальных установок. Практически в каждом подразделении было организовано специализированное подразделение (лаборатории), в котором велись эксперимен-

тальные работы по поиску новых решений на первом этапе. На заключительном этапе работ эти же подразделения стали важным элементом исследований по доказательству соответствия требованиям нормам летной годности. Всего было построено 80 натурных стендов, включая стенды силовой установки, натурный моторный стенд, комплексный стенд отработки топливной системы на горячем и холодном топливе, комплексный поворотный стенд, комплекс для отработки технологии азотирования топлива, стенд электризации, стенд молниезащиты, натурный огневой стенд, комплексный стенд системы управления самолетом, стенд динамики самолета, стенд отработки навигационного комплекса, кинематический стенд шасси, натурный тепловой стенд со стендом системы кондиционирования, стенд для статических испытаний планера, стенд для усталостных испытаний планера, стенд для испытания материалов и многие другие.

Наличие стендов позволило разработать и внедрить комплексную систему оценки отказов с учетом их последствий и резко сократить количество сложных отказов, которые были вынесены на летные испытания.

11. Самолет-аналог МИГ-21И

До начала летных испытаний опытного самолета Ту-144 было необходимо утвердиться в правильности некоторых принятых решений, так как дискуссии по всем вопросам становились все острее. Особенно остро стоял вопрос о т.н. «просадке» сверхзвукового самолета при посадке. Некоторые специалисты опасались, что при отклонений элевонов вверх для создания положительного продольного момента и увеличения угла атаки, подъемная сила сначала падает и только после выхода на большие углы возрастает, что может привести к неконтролируемой потере высоты. Требовали также практического уточнения большинство вопросов устойчивости и управляемости выбранной схемы на всех режимах.

В этих условиях принимается решение о проектировании и строительстве самолета-аналога самолета Ту-144. Первый экземпляр самолета был создан на базе самолета-истребителя МИГ-21. От него аналог получил фюзеляж, вертикальное оперение и шасси. Крыло было сделано по теоретическим чертежам ОКБ Туполева и представляло собой уменьшенное в соответствующем масштабе крыло самолета Ту-144. В аэродинамических трубах ЦАГИ были проведены испытания моделей самолета-аналога МИГ-21И и определены его основные аэродинамические характеристики на всех режимах полета. Было показано, что самолет-аналог МИГ-21И по располагаемой подъемной силе, т.е. по перегрузке, превосходит исходный самолет МИГ-21. Узнав об этом, министр авиационной промышленности П.В. Дементьев с присущей ему образностью сказал Микояну: «Артем Иванович! Возьми ножовку и отпили хвостовое оперение на своем МИГе…»

Изготовлен самолет-аналог № 1 на опытном производстве ОКБ Микояна в кооперации с Горьковским и Воронежским авиационными заводами. Первый полет этого самолета состоялся 18 апреля 1968 года (летчик-испытатель ЛИИ О. Гудков). Первому вылету самолета-аналога предшествовали т.н. «скоростная пробежка» и «подлет». Во время «подлета» самолет поднимается на малую высоту и производит посадку. Оказалось, что самолет не только не обнаружил никакой «просадки», но что его не так-то просто прижать к земле, посадить и остановить. В результате при посадке самолет несколько раз подпрыгнул на полосе, что вызвало обеспокоенность и летчика и специалистов. Позднее стало ясно, что на самолеты с крыльями малого удлинения типа крыла самолета Ту-144 сильно влияет экранный эффект, который проявляется в заметном увеличении подъемной силы при приближении к поверхности земли, что препятствует посадке самолета. На методсовете ЛИИ специалисты серьезно обсуждали необходимость выполнения еще одного «подлета», но О.В. Гудков настоял на необходимости выполнения испытательного полета по нормальной программе для качественной оценки характеристик самолета, в том числе и для имитации посадки на облако. Предложение ведущего летчика было поддержано, разрешение



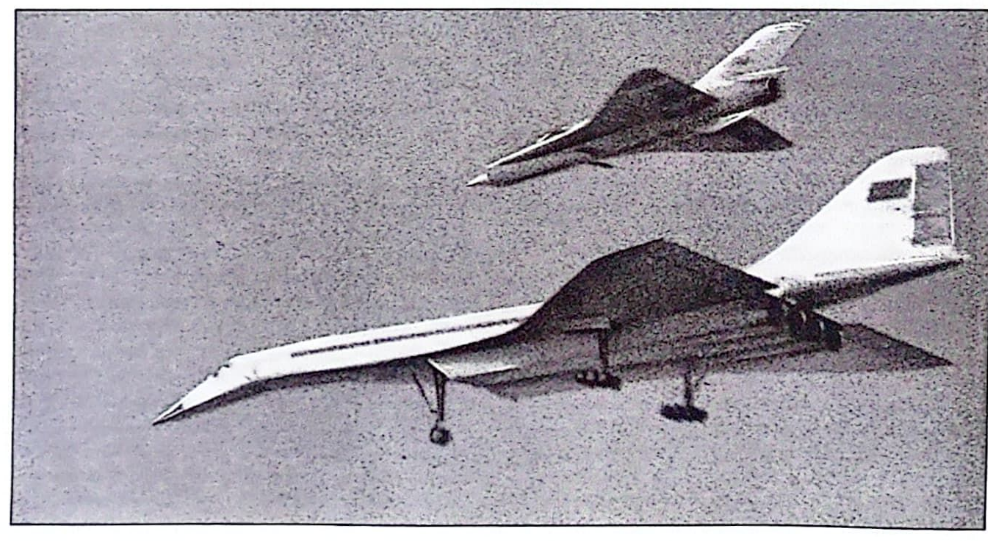
И. Фрумкин, О. Гудков, И. Пашковский

получено, и полет прошел блестяще.

Второй экземпляр самолета-аналога предназначался для тонких аэрофизических исследований схем такого типа. Крыло самолета было обклеено шелковинками. В различных зонах самолета были установлены видеокамеры и киноаппаратура. На поверхности были смонтированы датчики полного и статического давления. Была установлена лазерная система визуализации обтекания крыла. Изготовление крыла и препарировку его выполнял Воронежский авиационный завод. Изготовление других частей самолета и сборку выполнял Горьковский авиационный завод.

Аналог представлял собой среднеплан. Управление обеспечивалось четырехсекционными элевонами. Использовался штатный двигатель самолета МИГ-21. Размах крыла —11,5 м, длина самолета — 15 м, высота 4,6 м. Взлетная масса 9000 кг. Максимальная скорость 2500 км/ч, потолок 20 км.

Реально самолеты-аналоги МИГ-21И стали первыми отечественными сверхзвуковыми самолетами схемы типа «бесхвостка». Целевые исследования, проведенные в ЛИИ им. М.М. Громова совместно со специалистами ОКБ Туполева, Микояна и ЦАГИ (1968–1972 гг.; научный руководитель И.М. Пашков-



Самолет Ту-144 и его аналог МИГ-21И

ский, ведущий инженер ОКБ Микояна И.В. Фрумкин, ведущий инженер ЛИИ В.Я. Молочаев, ведущий летчик-испытатель О.В. Гудков), позволили детально изучить в широком диапазоне углов атаки и чисел *М* (до *М*=2) практически все свойственные этой конструктивной схеме особенности динамики и управляемости, определить количественные характеристики его устойчивости и управляемости, оценить его летно-технические и маневренные возможности, пилотажные качества в дозвуковом и сверхзвуковом полете, исследовать режимы сваливания и штопора. Было произведено большое число аэрофизических исследований и осуществлена подготовка летчиков ОКБ им. А.Н. Туполева, ГосНИИГА, Воронежского серийного завода и ГК НИИ ВВС к первому вылету на СПС Ту-144.

С 18 апреля 1968 года по декабрь 1968 года на самолете МИГ-21И выполнено 70 испытательных полетов (дозвуковых и сверхзвуковых) проведены тренировочные полеты первого экипажа СПС Ту-144 (Э.В. Елян, М.В. Козлов, С.Т. Агапов) и, кроме того, выпущены летчики-испытатели А.А. Щербаков, А.П. Богородский, И.П. Волк, А.В. Федотов, Э.П. Княгиничев, П.М. Остапенко, В.В. Подхалюзин и другие.

К июлю 1969 года на самолете МИГ-21И было выполнено 142 испытательных полета (на первом экземпляре этого самолета) и выпущено 16 летчиков-испытателей.

МИГ-21И был прост и удобен в пилотировании, и летчикам нравилось летать на нем. Вот, например, как отзывался о самолете Э.В. Елян: «Я в свое время летал на истребителях с прямым крылом и должен заметить, что стреловидное крыло принесло летчику на взлетно-посадочных режимах полета, прежде всего, много неудобств, всякого рода срывов, раскачку. <...> Так вот, самолет-«бесхвостка» на базе МИГ-21 на дозвуковой скорости стал очень походить по своим характеристикам на самолет с прямым крылом. У него управляемость была совершенно бесподобной... Посадочная скорость на этой машине стала около 220 км/ч вместо 320 км/ч как у МИГ-21. Я получал огромное удовольствие, летая на аналоге. Были некоторые сложности на сверхзвуковой скорости — легкоустранимая неустойчивость машины типа «гусиный шаг» до *М*=1,7».

К сожалению, обманчивая простота и внешнее подобие привели к трагедии. Когда основная часть программы испытаний первого самолета-аналога уже завершилась, произошла катастрофа. По воспоминаниям очевидца, заслуженного летчика-испытателя А.А. Щербакова, в то время в ЛИИ отрабатывали элементы высшего пилотажа на самолете МИГ-21 для показа на Парижском авиасалоне в аэропорту Бурже. Летчик-испытатель В.С. Константинов в совершенстве отрепетировал на самолете МИГ-21 эффектный номер, заключающийся в выполнении на истребителе «петли» на малой высоте, заканчивающейся «полубочкой» и полетом над землей на боку. Он многократно выполнял его на самолете МИГ-21 и довел все свои действия до автоматизма. Получив разрешение на полет на аналоге и выполнив полученное задание, Константинов решил повторить свой коронный номер на экспериментальном самолете, но летчик не учел различий в пилотажных свойствах серийного истребителя и экспериментального самолета. А они были весьма существенны, тем более что на первом самолете МИГ-21И система управления была модифицирована таким образом, что отклонение ручки вперед создавало больший, чем обычно, момент на пикирование. В результате, сделав «петлю» и «полубочку» и привычно сильно отклонив ручку от себя, чтобы сбалансировать самолет, летчик создал очень большую отрицательную перегрузку, которая травмировала его. Действия летчика стали бессознательными. Аналог свечой взмыл вверх и, потеряв скорость, стал плашмя падать вниз. При катапультировании основной парашют раскрыться не успел, и летчик погиб.

Все основные вопросы в дальнейшем решались на аналоге №2.

Результаты летных исследований самолета-аналога были использованы как при подготовке СПС Ту-144 к первому вылету, так и в ходе последующих испытаний и доводки Ту-144.

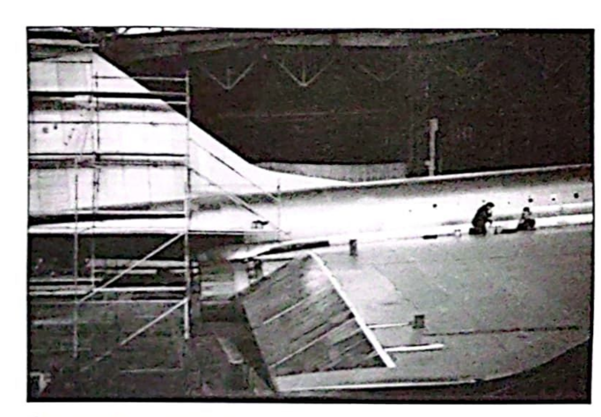
12. Организация испытаний. Первый полет самолета Ту-144

Организационно и структурно все завершающие работы по самолетам, разработанным ОКБ Туполева и собранным опытным заводом, выполнялись в городе Жуковском на Жуковской летно-испытательной и доводочной базе (ЖЛИиДБ), которая была образована еще в 1943 году на базе существовавшей летно-экспериментальной станции и прибывшей из эвакуации летной станции опытного завода. Приказом № 470 директора завода № 156 А.В. Ляпидевского начальником станции был назначен Евгений Карлович Стоман и определены первоочередные мероприятия. Самой первой задачей было испытание самолета Ту-2. На момент образования в 1943 году ЛЭС состояла из 30 человек, из которых трое были ведущие инженеры (В.С. Морозов, Б.Н. Гроздов, М.М. Егоров). Техническими работами руководил начальник технической службы М.Ф. Жилин. Работая под открытым небом, при нехватке оборудования, коллектив ЛЭС в кратчайшие сроки завершил испытания и доводку самолета Ту-2. С 1944 года полк самолетов Ту-2 во главе с первым командиром полка подполковником М.П. Васягиным принимал активное участие в боевых действиях.

Отработка шасси

Коллектив ЛЭС стал заниматься испытаниями других самолетов, одним из первых среди которых стал самолет Ту-10 с дизельными двигателями конструктора Чаромского.

В 1947 году началось строительство Жуковской летно-испытательной и доводочной базы. Место для этого было выбрано за городом Жуковским на огромном поле между сосновым лесом и Москвой-рекой. Несколько позже, 1,5–2 года спустя, здесь же рядом начали строить свои базы П.О Сухой, А.И. Микоян, А.С. Яковлев. К П.О. Сухому в это время перешел работать Е.А. Иванов (впоследствии Генеральный конструктор), который был первым начальником ЖЛИиДБ.



Закрытие люков на крыле опытного самолета

Андрей Николаевич Туполев одним из первых оценил существенные возможности для ускорения работ, которые предоставляла прямая доводка опытных самолетов, и стал развивать производственные возможности в Жуковском. Из полученного по репарации оборудования был построен огромный по тому времени ангар (№1), имеющий самое точное оборудование для взвешивания самолетов массой до 300 т (!). Затем началось строительство производственных цехов и доводочных ангаров (№ 2 и № 3), ангара СИП и многих других необходимых помещений. В 1947 году сформировался полноценный филиал в городе Жуковском, который получил название Жуковская летно-испытательная и доводочная база. С 1953 года начальником базы стал Михаил Никифорович Корнеев, бывший главный инженер ВВС, Казанского и Куйбышевского авиационных заводов. М.Н. Корнеев сыграл огромную роль в определении структуры базы, организации основных подразделений: летной службы, летно-испытательной службы, производственного участка, службы социального обеспечения и т.д.



М.Н. Корнеев и А.Н. Туполев

В 1958 году, после ухода М.Н. Корнеева на пенсию, начальником ЖЛИиДБ был назначен бывший командир Государственного центра испытаний боевой техники (ГК НИИ ВВС), опытнейший боевой летчик, Герой Советского Союза Алексей Сергеевич Благовещенский. При этом Е.К. Стоман бессменно (вплоть до своей смерти в 1964 году) оставался начальником летно-испытательной станции (ЛИС), которая входила в ЖЛИиДБ.

К началу работ по самолету Ту-144 ЖЛИиДБ стала достаточно самостоятельным органом, способным проводить сложные испытания современной авиационной техники. Основу ЖЛИиДБ в это время составляли: летно-испытательный комплекс (руководитель Е.К. Стоман), расчетно-экспериментальный комплекс (руководитель Д.С. Зосим), производственный комплекс (руководитель — главный инженер базы С.С. Кузьмин), строительный комплекс (Д.М. Новопруцкий, А.М.Наровлянский, М.М. Зилбет) и комплекс социального обеспечения. ЛИК, в который входила летная служба и отдел эксплуатации самолетов, мог выполнить практически все работы по подготовке авиационной техники по всем системам. В составе ЛИК была создана полноценная служба экспериментальных замеров (руководитель Ю.С. Старостенко) и хорошо оснащенные службы испытаний оборудования (В.М. Чернов) и вооружения (Л.И.Лайх-



А.Н. Туполев среди работников ЖЛИиДБ (75-летний юбилей А.Н. Туполева).
Первый ряд (сидят): М.Егоров, Е.Стоман, А.Н. Туполев, В.Бендеров.
Второй ряд: В.Петухов, А.Якимов, Ю.Алашеев, М. Нюхтиков, Б.Гроздов, А. Калина, М.Козлов, Н. Лашкевич, И.Жилин, К.Малхасян



Испытательная бригада, на базе которой была сформирована бригада Ту-144

тер). В составе РЭК были организованы бригады обработки и анализа материалов испытаний по функциональным системам, которыми руководили прекрасные специалисты: П.М. Лещинский (аэродинамика), Б.И. Шаферман (силовая установка), Г.В.Немытов (самолетные системы), А.В. Кудряшов (система управления и гидравлика), В.В. Велеско (прочность) и И.С. Паюсов (экспериментальные замеры). Трудами Д.С. Зосима были успешно внедрены сначала перьевые самописцы, затем электронная и вычислительная техника. Готовность основного состава ЖЛИиДБ к сложным работам по испытаниям сверхзвуковой техники была доказана успешными испытаниями самолетов серии Ту-22. Приведем фамилии некоторых специалистов, особо отличившихся при проведении этих испытаний: летчики Ю.Т. Алашеев, А.Д. Калина, Н.Н. Харитонов, В.П. Борисов, Э.В. Елян, Н.И. Горяинов, В.Ф. Ковалев, Е.А. Горюнов, Ю.В. Сухов, штурманы и бортрадисты И.Е.Гавриленко, В.С. Паспортников, К.А.Щербаков, Н.Ф. Майоров, Ю.Д.Шостаков, В.И. Севастьянов, Л.Н. Гусев, Б.И. Кутаков, В.С. Пирожков, ведущие инженеры Ю.Г. Ефимов, О.И. Белостоцкий, О.И. Хвостовский, Б.В. Иевлев, Л.А. Юмашев и многие другие. На следующих этапах и модификациях самолетов были подключены и другие специалисты, в том числе В.Н. Бендеров, М.В. Козлов. Большинство из них в дальнейшем блестяще проявили себя во многих авиационных программах.

В состав ЖЛИиДБ входила такая служба испытательного полигона (СИП), которую возглавлял Б.Н. Гроздов. Эта служба была создана для испытаний всей беспилотной техники, накопила значительный опыт и тоже претендовала на головную роль в организации испытаний самолета Ту-144.

Вот что рассказывает один из участников событий Л.Т. Куликов:

«Летно-испытательную службу с начала ее организации возглавлял Евгений Карлович Стоман, его бессменным заместителем был Борис Николаевич Гроздов. Е.К. Стоман — в прошлом военный летчик, начал летать до Великой Октябрьской революции и в период Первой мировой войны стал полным Георгиевским кавалером и получил офицерское звание. Его имя золотыми буквами вписано на стене Георгиевского зала в Кремле. Сразу после революции сознательно перешел на сторону молодой Советской республики и первые годы воевал в Туркестане. Летал в пустынной местности как разведчик, выявлял банды басмачей и вел с ними борьбу с воздуха. Одним из первых в Советской республике был награжден орденом Красного Знамени. По окончании летной службы начал работать в академии имени Н.Е. Жуковского, а потом заниматься подготовкой летных испытаний авиационной техники, обеспечением проведения испытаний и оценкой их результатов. В этот период Е.К. Стоман познакомился с Б.Н. Гроздовым. Они практически участвовали в подготовке всех полетов М.М. Громова, В.П. Чкалова и других выдающихся летчиков-испытателей. Б.Н. Гроздов до последних лет жизни Е.К. Стомана был его «правой рукой».

Борис Николаевич Гроздов, был, кажется, рожден для того, чтобы заниматься испытаниями самолетов. Он прошел все ступени от моториста до руководителя и делал свою работу спокойно, незаметно, и все у него получалось внешне без всякого напряжения. Но за этим стоял глубочайший анализ всех своих действий, доскональное знание своего дела и богатейший опыт. Он был очень ответственным человеком.

Объединяло Е.К. Стомана и Б.Н. Гроздова не только страстное увлечение своей работой, о которой в те времена трудно было сказать, чего в ней больше ощущалось — приятного аромата розы или действия ее шипов, но и большая личная дружба семьями. Несмотря на разницу в возрасте и складе характеров, они были очень близки и совместимы. Е.К. Стоман, как правило, не очень разговорчивый, всегда вдумчивый и мудрый в суждениях, спокойный и нерасторопный, был прямой противоположностью своему другу. Б.Н. Гроздов всегда веселый, внешне беззаботный, милый человек, который без юмора не мог прожить и пяти минут. Но если дело касалось работы и важного направления, то он мгновенно преображался, и вместо весельчака и юмориста перед вами был серьезный рассудительный инженер, трезво и умно решающий сложнейшие вопросы.

Эти два выдающихся специалиста своего дела заложили основы подготовки, проведения и оценки результатов летных испытаний на базе первых самолетов послевоенного периода. На первом этапе отрабатывалась структура ЛИСа, подбирались специалисты, создавались и оснащались оборудованием лаборатории. Особое внимание уделялось комплектованию всех звеньев коллектива специалистами. Это не только технический состав, обслуживающий самолеты по всем системам, но прежде всего специалисты, которым необходимо было создавать программы наземных и летных испытаний, разрабатывать методики их проведения, организовывать работы по выполнению всех программ в заданные сроки, проводить анализ полученных результатов и делать выводы. Вот далеко не полный объем работ по наименованию, но за всем этим стоит большой коллектив тружеников, который строго, целенаправленно должен выполнять свою задачу с полной ответственностью и в сроки, зная закон авиации: «Работая в авиации — ошибаться нельзя, потому, что тогда могут быть жертвы».

В коллектив ЛИСа, с уже сложившимся своим почерком, в 1952 году из НИИ ВВС пришел работать молодой капитан авиации Владимир Николаевич Бендеров. Практически сразу он начал работать инженером-испытателем на тяжелых военных самолетах. Владимир Николаевич быстро схватывал основы своего дела, был очень активным, с фантазией и импровизацией, никогда не унывающий и, казалось, находивший выход из любого положения. Он был очень красив — высокий, со строгими чертами лица настоящего мужчины, юморист и всегда придумывающий что-то необычное, привлекающее к нему внимание окружающих. Бендеров быстро прошел все ступеньки испытательной работы и даже одно время возглавлял ЛИС. К моменту подготовки к испытаниям самолета Ту-144 он был назначен заместителем начальника базы по испытательным работам.

У Бориса Николаевича Гроздова и Владимира Николаевича Бендерова быстро сложились очень близкие, доверительные отношения. Это были отношения и равных коллег, и старшего и младшего по возрасту, и может, даже отца и сына. Когда появилась возможность получить дачные участки и организовать загородную жизнь своих семей, то Гроздов и Бендеров взяли участки рядом. Когда же подвернулся случай купить личные автомашины, то оба купили одинаковой раскраски двухцветные «Волги» — шик по тем временам. У каждого из них было много общего.

Б.Н. Гроздов в это время был начальником специального испытательного подразделения (СИП), занимавшегося испытаниями беспилотных авиационных комплексов, и в первую очередь сверхзвукового беспилотного самолета-разведчика «Ястреб». Коллектив, возглавляемый им, уже набрал достаточно опыта, испытывая сверхзвуковые летательные аппараты на неизведанным для наших самолетов режимах полета. Скорость самолета-разведчика «Ястреб» была 2700 км/ч и высота полета более 20 км. На практике были опробованы вопросы тепловых нагрузок, работа топливной системы маршевого двигателя, устойчивость и управляемость во всем диапазоне скоростей и высот. Но самое основное, в реальных полетах была проверена достаточно необычная компоновка летательного аппарата типа «бесхвостка» с трехкилевым оперением. СИП, в отличие от большинства испытателей базы, работал в тесном контакте со специалистами ОКБ. Это было и на этапе отработки изделия на базе, и на полигоне. Экипаж, обеспечивающий

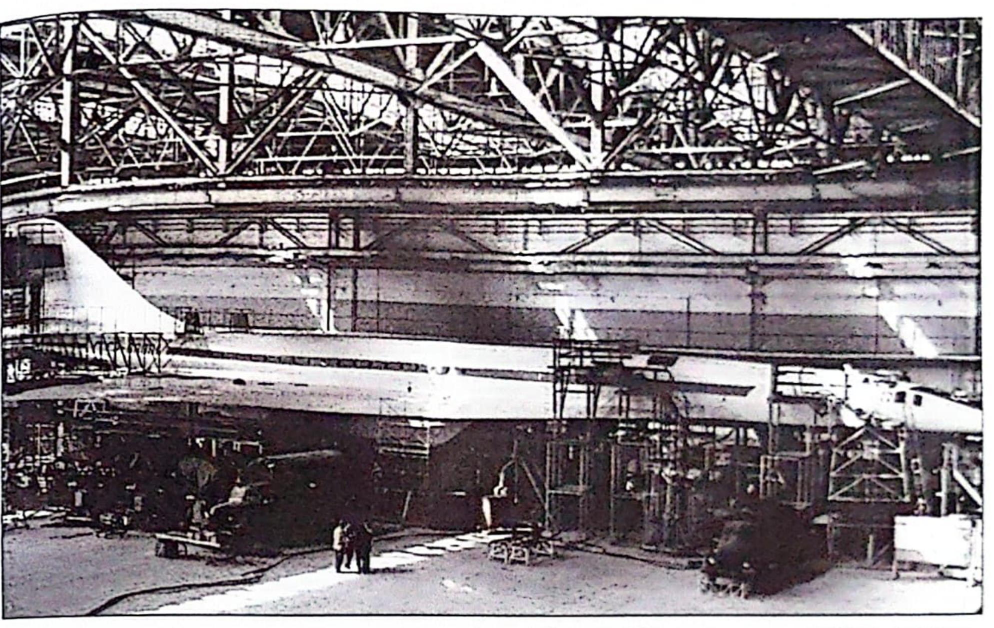
проведение испытаний, был смешанным — из представителей базы и ОКБ. Руководил испытаниями Б.Н. Гроздов. Технический руководитель, как правило, был из ОКБ. Эта практика совместной работы оправдала себя на деле. Оперативно решались все вопросы при испытаниях и доводки каждого образца.

К моменту начала подготовки испытаний самолета Ту-144, а это было начало 1962 года, монолитный коллектив испытателей СИП и ОКБ уже накопил достаточный опыт работы, а режимы полета разведчика были близки к самолету Ту-144. Все это давало основания сформировать предложения Главному конструктору самолета Ту-144 Алексею Андреевичу Туполеву (а он был и главным конструктором «Ястреба») о поручении испытаний самолета Ту-144 коллективу испытателей СИП и ОКБ. Вопрос обсудили в узком кругу руководителей испытаний — Б.Н. Гроздов, Г.М. Гофбауэр, В.В. Кулинский, Л.А. Лановский и Л.Т. Куликов. Сейчас трудно сказать, чья это была инициатива, кто первым озвучил идею, но при обсуждении все были единодушны, что эта работа нам по плечу. Тогда и было принято решение высказать наше предложение А.А. Туполеву в неформальной обстановке в ресторане «Арагви», как говорят, «за рюмкой чаю».

В те времена мы довольно часто отмечали таким образом важные события в нашей жизни, и это было хорошей традицией. Выбор «Арагви», видимо, связан с грузинским происхождением Б.Н. Гроздова, которому было поручено организовать вечер. И вот в июне или июле 1962 года в один из вечеров на втором этаже ресторана «Арагви» собралась наша компания. Пришел и А.А. Туполев. У всех приподнятое, радостное настроение. Стали произносить речи с общим желанием уговорить А.А. Туполева доверить испытания единому коллективу СИП и ОКБ, задействуя уже сформировавшуюся структуру. Это, кстати говоря, не требовало создания на базе дополнительной новой бригады по организации испытаний самолета Ту-144. В самый разгар обсуждения, когда уже высказали свое мнение и Г.М. Гофбауэр, и Л.А. Лановский, вдруг в зал, где сидели только мы, входит В.Н. Бендеров со своей красавицей женой Розой... В первый момент воцарилось гробовое молчание. Это была немая сцена, как в «Ревизоре». И в следующий момент В.В. Кулинский, с присущей ему прямотой, заявляет В.Н. Бендерову: «А тебя никто сюда не звал! И тебе здесь делать нечего!» Грубо, но конкретно. Бендеров, как истинный джентльмен, поблагодарив всех, повернулся и ушел. Вечер был испорчен, далее разговор в нужном русле не пошел, и все завершилось не так, как хотелось. До конца, конечно, досидели, но у всех остался нехороший осадок.

На следующий день, анализируя случившееся, поняли, что произошло. А произошло вот что: всеми любимый Б.Н. Гроздов, который душою был и с нами и с В.Н. Бендеровым, которого он уважал и по-отечески о нем заботился, просто нас «продал». Б.Н. Гроздов рассказал В.Н. Бендерову о готовящейся нашей встрече с А.А. Туполевым и что мы собрались с ним обсуждать. Владимир Николаевич, естественно, сам планировал проводить испытания самолета Ту-144. У него была своя позиция по этому вопросу, и СИП, да еще плюс ОКБ, туда не вписывались. И до согласования этого вопроса с А.А. Туполевым Б.Н. Гроздов рассказал об этом В.Н. Бендерову. Тот сразу стал активно действовать, используя свое влияние на А.А. Туполева, чтобы испытаниями самолета занимались только базовские специалисты, с организацией новой испытательной бригады во главе с В.Н. Бендеровым. Так безрезультатно окончилась попытка организовать испытания самолета Ту-144 другим коллективом испытателей, как нам казалось, на тот период времени имеющем большие возможности для решения сложнейших вопросов по испытаниям новейшего образца авиационной техники».

Но жизнь продолжалась. Сборка и отработка первого опытного самолета в ЖЛИиДБ шла очень напряженно. Все его элементы были перевезены в город Жуковский в начале 1968 года и практически к июню 1968 года большинство систем были подготовлены для отработок и автономных испытаний. Началась поставка основных комплексных систем, которые были отработаны либо на стендах ОКБ, либо на стендах разработчиков. Работы шли в круглосуточном режиме по трехсменному графику. И если с июня предпочтение отдавалось производственным работам, то примерно с августа 1968 года к работам активно подключилась испытательная бригада ЖЛИиДБ. От ЖЛИиДБ всеми работами руководил Владимир Николаевич Бендеров, которому для повышения ответственности было присвоено звание заместителя начальника ЖЛИиДБ. Непосредственные работы выполнялись под руководством ведущих инженеров Вячеслава Борсука, Виталия Кулеша и Бориса Первухина. Координацию работ с подразделениями ЛИКа обеспечивали начальник ЛИКа Н.В. Лашкевич и его заместитель Э.Ф. Крупянский. Все наземные



Самолет Ту-144 № 68001 в сборочном цехе ЖЛИиДБ 25.08.1968 г.

отработки систем самолета прошли в целом очень успешно, хотя и не без сложностей и неизбежных трудностей и ЧП (в частности, при одной из первых работ с турбонасосной установкой произошло ее разрушение, что привело к несчастному случаю с авиатехником Н.С. Копыловым).

Постепенно в отработках сформировался основной состав технического экипажа самолета Ту-144, который составили опытнейшие специалисты, работавшие на испытаниях боевых самолетов. Техниками самолетов стали Н.С. Копылов, В.М. Михайлов, Р.М. Квициния. Электриками были назначены Н.В. Фандеев, В.М. Фетисов. В состав экипажа вошли инженеры по оборудованию С. Смольский, Н. Колосов другие лучшие специалисты ЖЛИиДБ.

Очень сложным был этап определения состава испытательной бригады, руководителя испытательной бригады и, как всегда, ведущего летчика-испытателя. Связано это было с тем, что в ЖЛИиДБ, так же как во многих подразделениях ОКБ, шел сложнейший процесс смены поколений. Заслуженные летчики-испытатели И.Л Сухомлин, А.П. Якимов, М.А. Нюхтиков и другие, внесшие огромный вклад в развитие нашей авиации в целом и ОКБ Туполева в частности, имели солидный возраст, а пришедшие молодые летчики еще не имели достаточного опыта. Летчики среднего поколения были заняты в сложных испытаниях других самолетов, которых в то время было достаточно много. В 1963 году экипаж А.Д. Калины поднял в воздух самолет Ту-134. В 1968 году экипаж А.В. Сухова выполнил первый полет на опытном самолете Ту-154. В этом же году экипаж В.П. Борисова начал испытания первого самолета Ту-22М.



А.С. Благовещенский

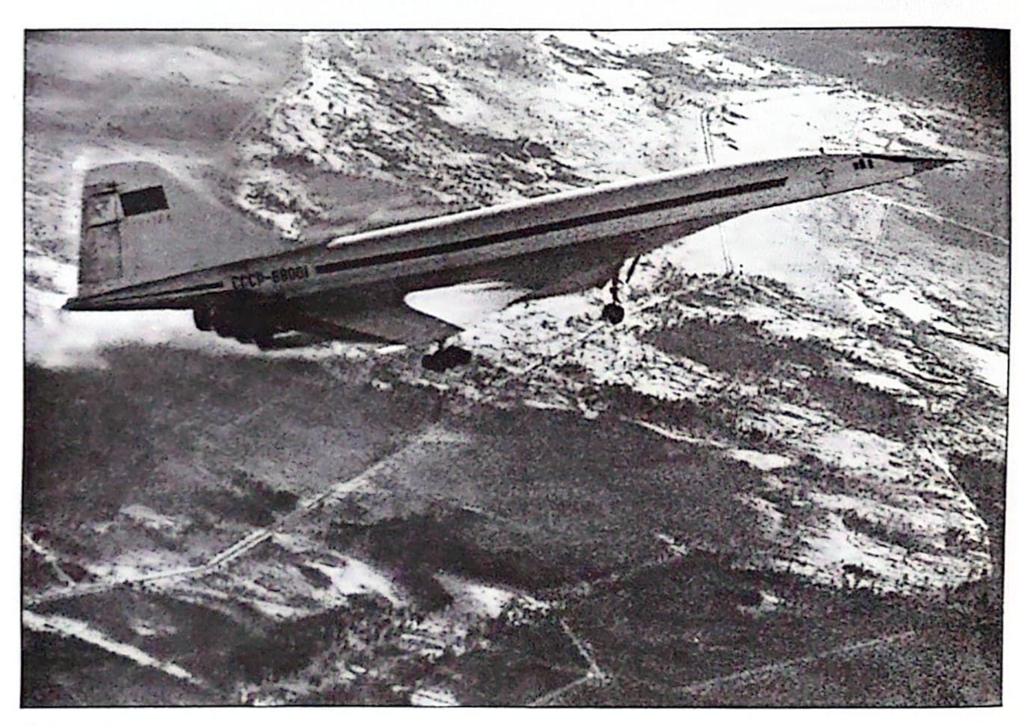
День первого вылета Ту-144 становился все ближе и ближе. Как всегда с длительными обсуждениями, сформировали экипаж, назначили первого и второго пилотов, а к ним, как это было принято в космических полетах, третьего — дублера. Первым летчиком был назначен Эдуард Ваганович Елян, вторым лет-



П.М. Лещинский

чиком был назначен Михаил Васильевич Козлов (одновременно М.В. Козлов был дублером командира воздушного судна). Огромным достоинством Э.В. Еляна было то, что он лучше всех знал конструкцию самолета и всех его систем. Не жалея личного времени, он дни и ночи проводил в ОКБ, активно работал на стендах, во многом закладывая особенности кабины самолета Ту-144 и алгоритмов системы управления. Мы можем ответственно свидетельствовать о том, что Э.В. Елян, как с инженерной, так и с летной точки зрения, был оптимально подготовлен для первого вылета самолета Ту-144. Абсолютно равнозначно был подготовлен М.В. Козлов, талантливый летчик, к этому времени выполнивший сложнейшие испытания боевого самолета Ту-22 и представленный за эти испытания к высокому званию Героя Советского Союза. Дублером М.В. Козлова был В.Молчанов, молодой и перспективный летчик, один из первых летчиков-спортсменов, принятых в школу летчиков-испытателей ЛИИ. Легко заметить, что А.Н. Туполев отдал предпочтение молодым летчикам, справедливо полагая, что они, имея опыт полетов на истребителях, быстрее освоят тяжелый сверхзвуковой самолет. Все они начали тренироваться на стендах, на учебно-тренировочных истребителях, на самолете-аналоге. Очень важно, что на аналоге все режимы доводились до крайних, и летчики-испытатели были к этому готовы.

Прекрасно был подготовлен в первому вылету самый опытный бортинженер ЖЛИиДБ Юрий Трофимович Селиверстов. Не было ни одной системы, которой бы он не изучил со своими товарищами А.И. Дралиным, М.В. Лапоноговым за долгие часы наземных отработок.



Первый полет

Уже к осени 1968 года стало ясно: другого экипажа не будет. Экипаж Э.В. Еляна (командир Эдуард Ваганович Елян, второй пилот Михаил Васильевич Козлов, бортинженер Юрий Трофимович Селиверстов и ведущий инженер Владимир Николаевич Бендеров) стали целенаправленно готовиться к первому вылету.

Первый полет самолета Ту-144 и все обстоятельства, предшествующие ему, подробно и многократно описаны в технической и даже художественной литературе. Прошло много лет, но и сегодня для нас день 31 декабря 1968 года остался в памяти как эталон счастья в результате хорошо сделанной, важной и нужной для всех работы.

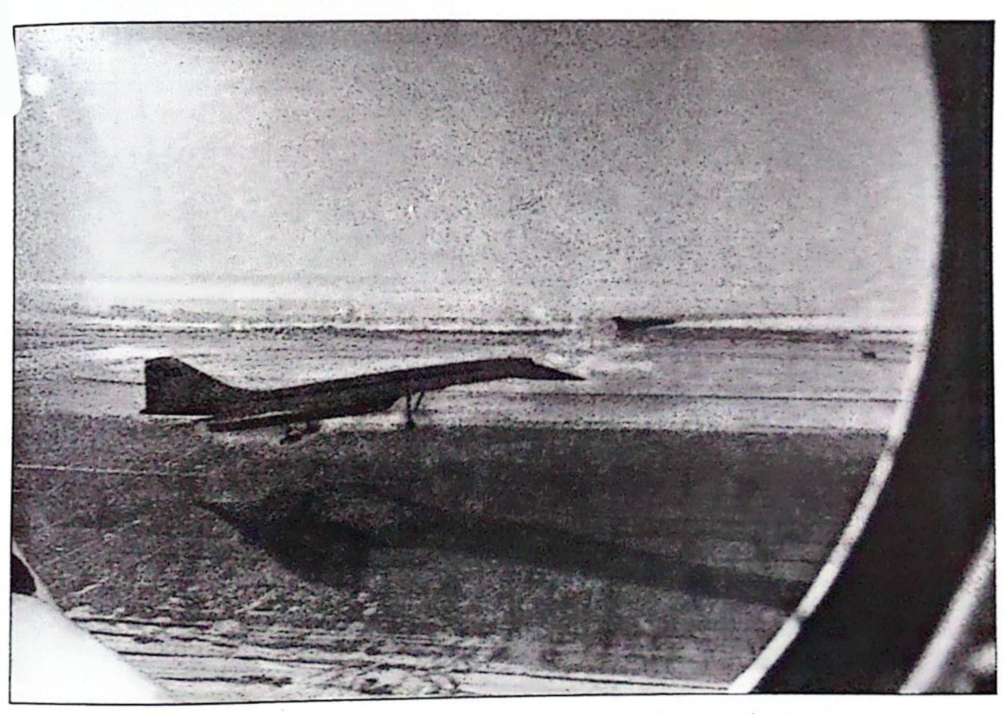
Наконец наступили долгожданные минуты, которые точно и выразительно описал один из участников работы по подготовке этого вылета, Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель М.Л. Галлай:

«Тридцать первого с утра не было ни облачности, ни ветра. Был густой туман. На помощь были вызваны специальные самолеты Гидрометеослужбы, о которых рассказывали чудеса —они, мол, облака рассеивать умеют! Как Господь Бог! Но вскоре выяснилось, что соперничать с Богом — не такое простое дело…

Оставалось одно — снова ждать…

В воздух для разведки погоды ушел вспомогательный Ту-124. С его борта сообщают, что в воздухе немного получше, чем на земле. Возникшие надежды становятся реальнее…

В нескольких метрах от нас стоит массивный черный лимузин Андрея Николаевича. Получив сведения авиаразведки, Туполев подумал с полминуты, затем вышел из машины, укоризненно посмотрел вверх, подошел к нашему фургону, встал в дверях и потребовал микрофон радиопередатчика. Несколь-



Первая посадка (в сопровождении аналога)

ко секунд ушло на освоение этой техники: что нажать, что отпустить, что прижать к уху, а что поднести ко рту и т.д. А потом произошел диалог, не очень строго соответствующий правилам радиообмена, но со всех прочих точек зрения весьма небезынтересный:

— Ноль сорок восемь, это я, — сказал, не мудрствуя лукаво, прямо в эфир Туполев.

Елян, по-видимому, ни на минуту не усомнился в том, кто может представиться по радио подобным образом, и быстро ответил:

— Я ноль сорок восемь. Вас понял.

Однако Туполев счел полезным дополнительно уточнить:

— Это я, Андрей Николаевич...

— Понял, понял. Ноль сорок восемь слушает.

— Как ваше мнение? Как оцениваете обстановку?

На этот вопрос ответ с борта самолета последовал немедленно, без паузы. Судя по всему, экипаж, сидя на своих местах, зря времени тоже не терял и уж, во всяком случае, по основному в данный момент вопросу — лететь или не лететь — свое мнение составить успел.

— Обстановка имеет свои сложности, но работать можно.

— Ну тогда давай потихонечку трогай! — скомандовал Генеральный».



А.Н.Туполев, А.А. Туполев и первый экипаж 31.12.1968 г.

Более буднично описывает первый вылет самолета Ту-144 А.П. Якимов, который был в то время начальником летной службы ЖЛИиДБ и непосредственно принимал решение на вылет:

«Последние десять дней декабря 1968 года, мы, как черти, таскали машину на взлетную полосу, к вечеру — обратно на стоянку. И вот 31-е число. Снова на взлетной полосе, все вроде готово: и самолет, и экипаж... Надо принимать решение, а погоды нет. Нижняя кромка облачности около 300 метров. Андрей Николаевич сидит в машине, а я то на КДП (командно-диспетчерский пункт), то к Андрею Николаевичу... Подняли самолет для разведки погоды. И вот Бессонов (командир самолета-разведчика Ту-124. — *Прим. авт.*) докладывает: «Есть просветление в облачности, может быть, будет «окно» на аэродроме...» Опять отправился к Андрею Николаевичу и с его благословения принял решение о вылете. Поехал на КДП, в журнале сделал запись «Вылет разрешаю» и условия указал. Так и слетали... Ну, конечно, когда я вспоминаю этот момент — дать разрешение на первый вылет или не дать — о, это муки! Но, к счастью, все было хорошо...»

1 января 1969 года все газеты опубликовали сооющение ТАСС: «Впервые в мире 31 декабря 1968 года в Советском Союзе совершил полет сверхзвуковой самолет «Ту-144». Самолет «Ту-144» будет перевозить пассажиров с крейсерской скоростью 2500 км/ч. В полете была проверена работоспособность систем самолета, в том числе автоматическая система управления, агрегатов и двигателей. По данным контрольной аппаратуры, бортовое оборудование и управление самолета функционировали нормально. Самолет пилотировали: командир корабля, заслуженный летчик-испытатель Эдуард Ваганович Елян, летчик-испытатель, Герой Советского Союза Михаил Васильевич Козлов, ведущий инженер-испытатель Владимир Николаевич Бендеров и бортинженер Юрий Трофимович Селиверстов. Самолет будет продолжать выполнение полетов по намеченной программе. Первый полет сверхзвукового пассажирского самолета «Ту-144» является новым достижением советской науки и техники, крупным вкладом в развитие советского самолетостроения на пути использования авиации в мирных целях». Это сообщение в считанные дни облетело без преувеличения весь мир.

13. Участие специалистов гражданской авиации в разработке и испытаниях самолета

Основным центром исследований по вопросам применения сверхзвуковых пассажирских самолетов в авиации с начала 60-х годов стал Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации (ГосНИИГА).Уже на начальном этапе исследований нового типа самолета вопросы его экономики приобрели столь же важное значение, как и технические проблемы, возникающие в связи со сверхзвуковыми скоростями полета. Это объяснялось тем, что основными критериями эффективности пассажирских самолетов, в том числе и сверхзвуковых, являются расходы на единицу транспортной работы, которая выражается в т•км (пасс.•км) и величина скорости полета. На протяжении всей истории развития пассажирского самолетостроения эти два показателя постоянно улучшались: расходы на 1 т•км снижались, а скорость полета увеличивалась. Именно поэтому воздушный транспорт стал массовым.

Учитывая значительные размеры территории России в направлении запад — восток, в ГосНИИГА в первую очередь исследовалась трасса Москва–Хабаровск, протяженность которой с учетом маневра самолета в районе аэродрома составляет 6500 км.

Рассматривались два варианта полетов по этой трассе — беспосадочный и с одной промежуточной посадкой со стоянкой в течение одного часа. Результаты исследований даны ниже:

Крейсерская скорость, км/час	650	850	2150	3200
Продолжительность рейса,ч				
в беспосадочном полете	10,2	8,0	3,1	2,4
с одной промежуточной посадкой	11,5	9,3	4,7	3,9

Очевидно, что в таких полетах, как Москва–Хабаровск, увеличение продолжительности рейса на 1–1,5 часа не имеет для пассажира существенного значения и укладывается в пределы допустимых отклонений от времени прибытия по расписанию (для дозвуковых самолетов). Важно, что общая продолжительность пребывания в рейсе с учетом промежуточной посадки составляет около 10 часов на дозвуковых самолетах с ГТД и 4–5 часов на сверхзвуковых самолетах по сравнению с 212 часами в скором пассажирском поезде. Исследования возможности использования СПС в гражданской авиации проводились в ГосНИИГА под руководством кандидатов технических наук М.В.Розенблата, Е.А.Овруцкого и А.А.Бадягина.

Одновременно проводились исследования по вопросам воздействия СПС на окружающую среду. Рассматривались вопросы звукового удара (руководитель — кандидат технических наук Г.С. Егоров), шума, создаваемого при взлете (руководитель — кандидат технических наук Б.Н. Мельников), продуктов эмиссии (окислов азота, дыма и т.п.).

В 1963 году вышло Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР, обязывающее ОКБ А.Н.Туполева создать СПС со следующими характеристиками:

Скорость полета	2300–2700 км/ч
Число пассажиров	80–100
Практическая дальность полета	
при взлетном весе 120–130 т	4000–4500 км
при перегрузочном весе с 30–50 пассажирами и с подвесными баками	6000–6500 км
Потребный аэродром для эксплуатации самолета	
при нормальном взлетном весе	1-го класса (3250 м)
при перегрузочном весе	внеклассный (т.е. длина аэродрома более 3250 м)

Одновременно должна была быть проработана возможность беспосадочного полета СССР–США.

По существующей в то время системе, в силу огромного авторитета Генерального конструктора А.Н.Туполева, данные в Постановление Правительства о создании СПС заявлялись самим Генеральным конструктором и только согласовывались с другими высокопоставленными лицами. Только этим объясняются значения величин дальности и скорости полета самолета, которые не обеспечивали полет на трассе Москва–Хабаровск (6280 км) и не соответствовали скорости, при которой в конструкции самолета, как отмечалось выше, могли использоваться традиционные легкие сплавы (скорость 2700 км/ч требует применения уже других материалов).

В процессе создания самолета, получившего название Ту-144, было издано четыре постановления и более десяти решений Военно-промышленной комиссии при Президиуме Совета Министров. Все они связаны либо с уточнением характеристик самолета, либо со сроками его предъявления на испытания, либо с поручениями различным предприятиям, принимавшим участие в разработке самолета. Как правило, директивные сроки постановлений и решений не выполнялись, в основном в силу объективных причин.

Итак, в 1964 году специалистами ГосНИИГА, во исполнение постановления ЦК КПСС, было разработано Техническое задание (ТЗ), которое было согласовано другими организациями МГА. ТЗ предусматривали выполнение следующих летно-технических характеристик:

Основной вариант самолета
- число пассажиров — 120
- коммерческая нагрузка — 12,0 т
- дальность полета — 4500 км
- длина разбега — 1800–2000 м
- взлетный вес — 130 т
- скорость полета — 2100–2300 км/ч
- аэродром для эксплуатации — 3250 м (класс А)

Перегрузочный вариант самолета
- число пассажиров — 70–80
- нагрузка — 7–8 т,
- дальность — 6300 км,
- длина разбега — 2100–2300 м,
- аэродром — внеклассный (с длиной взлетно-посадочной полосы более 3250 м)

В процессе разработки самолета, по мере более глубокого уяснения его особенностей, а надо сказать, что это был совершенно новый этап в развитии гражданской авиации, ТЗ было скорректировано, и в окончательном варианте 1969 года заданные характеристики выглядели следующим образом:

Вариант с дальностью полета 4500 км

коммерческая нагрузка	14–15 т
число пассажиров	150 (16 — в 1-м классе и 124 — в туристическом классе)
взлетный вес	150 т
потребная для эксплуатации длина аэродрома	2600 м (класс Б)

Вариант с дальностью полета 6500 км

коммерческая нагрузка	11–13 т
число пассажиров	110
взлетный вес	180 т
потребная для эксплуатации длина аэродрома	3250 м (класс А)

Сверхзвуковой самолет должен полностью вписываться в существующую, отработанную годами, транспортную систему гражданской авиации и просто войти в устоявшуюся практику эксплуатации дозвуковых пассажирских самолетов. Его взлетно-посадочные характеристики, от которых зависят длина аэродрома, схемы захода на посадку, должны обеспечивать СПС возможность использования существующих аэродромов и полностью вписываться в схемы взлета и захода на посадку. Поскольку ТЗ согласовываются с Генеральным конструктором, то внимательный читатель заметит, что эти ТЗ в значительной степени идентичны по характеристикам самолета предложениям Генерального конструктора о поэтапном создании сверхзвукового самолета. В них также нашли место результаты исследований ГосНИИГА по обоснованию полета СПС по трассе Москва–Хабаровск, с одной промежуточной посадкой.

Рассмотрев техническое задание, ОКБ Туполева разработало и представило на рассмотрение в ГосНИИГА эскизный проект, в котором был предложен самолет со следующими характеристиками.

На первом этапе на самолете предлагалось установить четыре двигателя НК-144, разработанные в конструкторском бюро Н.Д. Кузнецова. По оценке специалистов ГосНИИГА, с этими двигателями самолет имел следующие расчетные характеристики:

Взлетный вес	150 т
Коммерческая нагрузка	14–16 т
Число пассажиров	150
Экипаж	5 чел.
Высота полета	18,5–20,5 км
Скорость полета	2500 км/ч
Дальность полета	4515 км
Длина разбега	1720 м
Длина пробега	1330 м
Скорость отрыва	350 км/ч

На следующем этапе предполагалось увеличение дальности полета и применение двигателей РД-36-51А.

Взлетный вес	180 т
Коммерческая нагрузка	8 т
Число пассажиров	80
Вес конструкции	78 т
Вес заливаемого топлива	94 т
Дальность полета	6510 км
Высота полета	18,5–21,5 км
Скорость	2500 км/ч
Длина разбега	2370 м
Скорость отрыва	380 км/ч
Длина пробега	1440 м
Часовой расход топлива	23–25 т/час

В процессе рабочего проектировании многие из вышеуказанных характеристик претерпели существенные изменения.

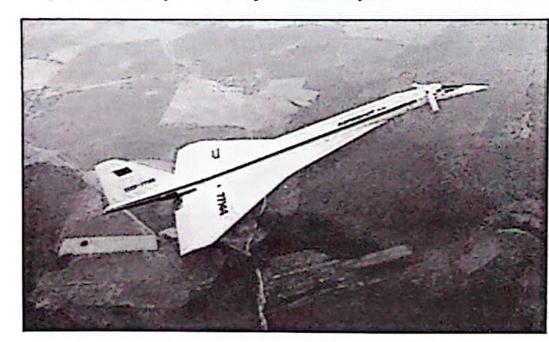
После тщательного рассмотрения материалов эскизного проекта в 1965 году ГосНИИГА выдал заключение, в основном одобряющее предложенные данные, за исключением коммерческой нагрузки на самолете второго этапа. Институт настаивал на ее увеличении до 11–13 т.



После успешного полета. Справа налево: В.Попов, И.Майборода, А.Туполев, И. Ведерников, В. Трошин, Е. Федулов

В следующем, 1966 году состоялось рассмотрение макета самолета, также получившего одобрение специалистов, участвующих в его рассмотрении. Ведущим инженером от ГосНИИГА по этим двум этапам был старейший работник института, руководивший внедрением в гражданскую авиацию первого в мире реактивного пассажирского самолета Ту-104, — А.М. Тетерюков.

Опытный вариант самолета Ту-144, так называемая «нулевка» (его заводской номер был 00-00, бортовой 68001) взлетел 31 декабря 1968 года. По существу, на этой летающей лаборатории проверялись все идеи конструкторов, которые были заложены в расчеты при разработке первого пассажирского сверхзвукового самолета. В общей сложности за 1969–1973 годы самолет Ту-144 №68001 выполнил более 120 полетов с общим налетом 180 часов, включая около 50 часов на сверхзвуковых режимах. Первый выход на сверхзвуковую скорость был осуществлен в полете 1 июня 1970 года.



Первый взлет серийного самолета

Проанализировав результаты испытаний опытного самолета, конструкторы внесли в проект существенные изменения: из-



В.И. Крыжановский



Н.Г.Щитаев

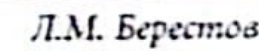
менилась аэродинамическая компоновка крыла, в передней части фюзеляжа появилось убирающееся в полете переднее крыло (для улучшения взлетно-посадочных характеристик), увеличилось расстояние между вторым и третьим двигателями, изменилась компоновка пилотской кабины и т.д.

Первый полет предсерийного самолета (заводской номер 01-1, бортовой —77101) состоялся 1 июля 1971 года. Самолет пилотировал заслуженный летчик-испытатель Герой Советского Союза М.В. Козлов. По существу, эта дата является началом тесной совместной работы специалистов Министерства авиационной промышленности и гражданской авиации по испытаниям и доводке сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. К сожалению, с самого начала проведению комплекса работ по самолету Ту-144 мешала излишняя политизация темы. Тематика была внесена в директивные документы XXIV съезда КПСС, которые обязывали начать эксплуатационные полеты СПС в текущей пятилетке. Для сокращения сроков внедрения самолета предусматривались вместо заводских и государственных совместные государственные испытания, состоящие из двух этапов: этапа А — Генерального конструктора и этапа Б — Заказчика (МГА).



М.И. Мазурский

К проведению летных испытаний были привлечены самые квалифицированные специалисты обоих ведомств: от Министерства авиационной промышленности — специалисты ОКБ А.Н.Туполева и ЛИИ им. М. Громова, от Министерства гражданской авиации — специалисты ГосНИИГА и ГосНИИАН (институт МГА, занимающийся аэронавигацией). Всю работу координировали три ведущих инженера: В.М. Кулеш (ОКБ Туполева), Н.Г. Щитаев (ЛИИ им. М. Громова) — на этапе А и И.С. Майборода (ГосНИИГА) — на этапе Б. Ведущим летчиком-испытателем от ГосНИИГА был назначен В.Д. Попов. Предстояло провести огромный комплекс летных и стендовых испытаний. Следует отметить, что самолет Ту-144 явился первым отечественным пассажирским самолетом, которому предстояло пройти сертификацию по специально разработанным Временным нормам летной годности сверхзвуковых самолетов (ВНЛГСС). Задача осложнялась тем, что если до этого времени была определенная преемственность и опыт проведения испытаний дозвуковых пассажирских самолетов Ту-104, Ту-124, Ту-134, Ту-114, то при испытаниях СПС пришлось решать совершенно новые задачи и многому учиться заново. Тем не менее специалисты ГосНИИГА Н.М. Белов, Ю.А. Смирнов и Ю. Л. Бычков (аэродинамика), И.В. Якобсон и Д.Д. Кулешов (прочность самолета), В.Н. Столповский, В.И. Петрусевич, В.А. Еремин, Ю.С. Гриценко (силовая установка), В.А. Жаркий и В.Н.Чуйкин (навигационно-пилотажный комплекс, М.И. Бурман и Л.Н. Ангелова (электрооборудование), Н.Б. Павлов, А.И. Алешин, В.Б. Черток и Н.А. Сердюченко (системы самолета), Ю.Н. Кулагин (звуковой удар), О.К. Трунов, Р.И. Антончик (противообледенительная защита самолета) и многие другие справились с решением этих задач блестяще. В процессе проведения испытаний предстояло оценить соответствие характеристик самолета по 1753 пунктам ВНЛГСС.



Л.М. Берестов

6 августа 1971 года Министерство гражданской авиации получило документ об официальном предъявлении самолета Ту-144 с двигателями НК-144А (заводской № 01-1) на этап А совместных государственных испытаний. Таким образом, затратив всего месяц на доводку самолета, Минавиапром предлагал начать совместные полеты. Естественно, что за такой ограниченный срок не могло быть и речи о приведении самолета и его систем в состояние, обеспечивающее планомерное проведение зачетных полетов по оценке соответствия требованиям ТЗ Заказчика. По существу, началась совместная кропотливая работа по доводке самолета до требований Норм и ТЗ.

Принятая организация работ (совместные госиспытания) приводила к тому, что подчас в испытательных полетах для оценки соответствия Нормам предъявлялись не системы, а только отдельные их фрагменты, что увеличивало время проведения сертификации. По мере готовности подключались новые самолеты и приходили новые испытатели: летчики-испытатели ГосНИИГА М.С. Кузнецов, Н.И. Юрсков, Л.Ф. Клюев, штурманы-испытатели В.В. Вязигин, И.Н. Абдулаев, бортинженеры-испытатели В.Л. Венедиктов, А.С. Троепольский. В конечном итоге весь комплекс сертификационных работ по самолету Ту-144 с двигателями НК-144А был выполнен на семи самолетах: 01-1, 02-1, 02-2, 04-1, 04-2, 05-1, 05-2.

14. Катастрофа самолета Ту-144 (бортовой номер 77102) в Париже

4 июня 1973 года все центральные газеты страны напечатали сообщение: «Центральный Комитет КПСС и Совет Министров СССР с глубоким прискорбием извещают, что 3 июня 1973 года при выполнении демонстрационного полета советского самолета «Ту-144» близ аэродрома Ле-Бурже в окрестностях Парижа погибли Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР Козлов М.В. летчик-испытатель Молчанов В.М., штурман самолета Баженов Г.Н. заместитель главного конструктора, инженер-генерал-майор Бендеров В.Н., ведущий инженер Первухин Б.А., бортинженер Дралин А.И. и выражают соболезнование семьям и родственникам погибших».

День катастрофы самолета с бортовым номером 77102, которая произошла на XXX международном авиакосмическом салоне в аэропорту Ле-Бурже в 15 часов 29 минут (здесь и в дальнейшем указывается парижское время), стал самым черным днем в истории программы Ту-144.

Еще днем ранее ничто не предвещало беды. Демонстрация достижений авиационной промышленности СССР проходила успешно. Огромное количество специалистов и зрителей посетили самолеты. Первый демонстрационный полет самолета 2 июня 1973 года был выполнен в соответствии с программой.

Перед демонстрационным полетом самолета Ту-144 3 июня 1973 года к руководству делегации СССР на авиасалоне обратилась французская телевизионная компания RTF с просьбой разрешить корреспонденту компании находиться на борту самолета и снять на кинопленку работу экипажа самолета в полете. В связи с ограниченным объемом кабины, рассчитанной только на размещение летного экипажа, дополнительного человека взять на борт не разрешили и компании RTF было в этом отказано. Однако руководитель испытаний генерал-майор В.Н. Бендеров предложил передать камеру ему, с тем чтобы он, находясь на борту во время полета, произвел съемки. Это предложение было принято, и В.Н.Бендеров поднялся на борт с кинокамерой фирмы «Белл-Хоуэлл».

Взлет с ВПП 030 был произведен в 15 часов 19 минут. После ряда маневров самолет осуществил запланированный проход над полосой 030 на малой скорости во взлетно-посадочной конфигурации (шасси и переднее крыло были выпущены). Примерно за 1 километр до торца ВПП 030 на высоте примерно 190 метров (данные по траектории полета и поведению самолета даны на основании обработки кинофотоматериалов), экипаж включил форсаж двигателей и начал набор высоты, убрал шасси и начал убирать переднее крыло. В верхней части траектории на высоте примерно 1200 метров была выполнена небольшая горизонтальная площадка. Через небольшой промежуток времени самолет резко перешел в пикирование. Угловую скорость перехода можно считать равной 8 градусам в секунду. Максимальная величина угла тангажа в конце этой фазы полета составляла примерно 38 градусов. Находясь в наклонном положении, самолет двигался к земле. Была сделана попытка выпуска ПК и вывода из пикирования с задержкой около 4 секунд с угловой скоростью до 5 градусов в секунду. Началу вывода из пикирования соответствовала высота 750 метров, при этом угол крена достигал 40 градусов. Примерно через 5 секунд с этого момента произошло разрушение самолета в воздухе (отделение консоли левого крыла). За одну секунду до начала разрушения коэффициент перегрузки достигал 4,5–5g. Разрушение началось на высоте 280 метров при скорости примерно 220 метров в секунду (780 км/ч). Самолет выполнил левую полубочку и разрушился в воздухе под воздействием аэродинамических и инерционных сил.

Во время набора высоты после пролета над полосой и последующего выхода на горизонтальную площадку экипаж мог увидеть перед собой внезапно появившийся самолет «Мираж-3». Как в дальнейшем показала французская сторона, самолет-разведчик французских ВВС «Мираж-3» летел в это же время этим же курсом на несколько большей высоте. Летному экипажу самолета Ту-144 ничего не было известно о нахождении в зоне его полета другого самолета. Экипаж самолета «Мираж» должен был сфотографировать полет самолета Ту-144.

Обломки самолета Ту-144 упали на расстоянии 6500 метров от торца ВПП 030 аэропорта Ле-Бурже на южную часть населенного пункта Гуссенвиль (Goussainville). Разброс обломков самолета располагался в зоне 1000 метров вдоль траектории полета и 500 метров перпендикулярно траектории полета. В результате падения частей самолета на город Гуссанвиль 5 зданий были полностью разрушены, 20 получили повреждения. Среди третьих лиц было 8 погибших и 25 раненых.

Экипаж самолета в составе М.В. Козлова (командир), В.Н.Молчанова (2-й пилот), В.Н. Бендерова (руководитель испытаний), А.И. Дралина (бортинженер), Г.Н. Баженова (штурман), Б.А. Первухина (ведущий инженер по испытаниям) — погиб. Останки экипажа после судебно-медицинских исследований были отправлены в Москву 9 июня 1973 года. Похороны экипажа состоялись на Новодевичьем кладбище 12 июня 1973 года.

Беда, свалившаяся на нас нежданно, резко изменила отношение к самолету и к сверхзвуковой пассажирской авиации в целом. Но даже многие годы спустя мы, к сожалению, не можем однозначно сказать, что же произошло на самом деле. Выдвигались различные версии, каждая из которых несла какой-либо политический или технический заказ. Версии, с которой бы согласились все объективные специалисты, нет до сих пор.

В связи с этим мы считаем целесообразным привести основные известные версии, выдвинутые на основании исследований, которые были проведены для определения причин катастрофы, и наиболее интересные личные свидетельства, связанные с обстоятельствами катастрофы.

4 июня 1973 года была назначена французская комиссия по расследованию катастрофы самолета Ту-144 в составе:

председатель — инженер-генерал Форестье (Forestier),

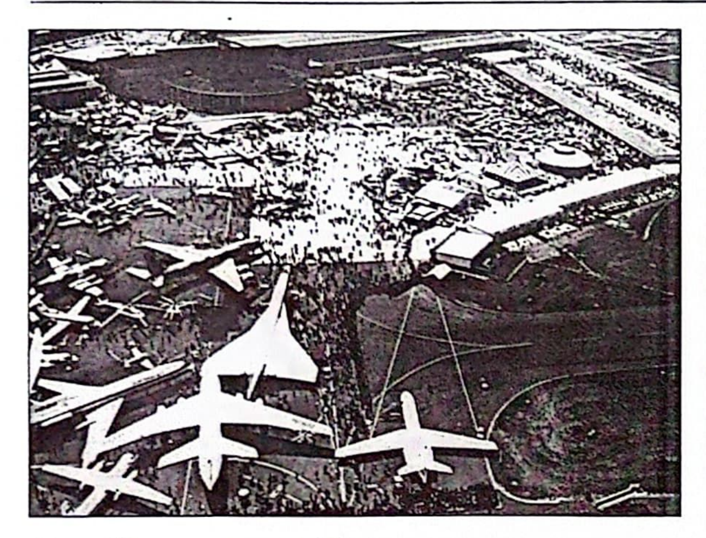
зам. председателя —инженер-генерал Карур (Carour),

члены: главный инженер Де-Батц (De-Batz), главный инженер Дюма (Dumas), пилот майор Болье (Bolliet), пилот майор Дюдаль (Dudal).

Министр авиационной промышленности СССР П.В. Дементьев и министр Вооружен-



Ничто не предвещало беды... Самолет в Ташкенте 20.09.72 года. Первый ряд: С. Агапов, М. Козлов, В. Бендеров, В. Кулеш, Б. Первухин, А. Дралин, Н. Кузнецов. Второй ряд: Ю.Попов, Л.Сикачев



Общий вид Парижского авиасалона 1973 года

ных сил Франции г-н Галле, осуществлявший шефство над авиационной промышленностью Франции, договорились о том, что французская комиссия по расследованию катастрофы будет работать в тесном сотрудничестве с группой советских экспертов под руководством заместителя министра В.А. Казакова в составе:

А.А. Аксенова — заместителя министра гражданской авиации СССР,

М. П. Мишука — инженера-генерала ВВС,

А.А. Туполева — Генерального конструктора,

Г.П. Свищева — начальника ЦАГИ,

В.В. Уткина — начальника ЛИИ.

На начальном этапе работы комиссии во Франции помощь советским официальным экспертам оказывала группа специалистов ОКБ в составе: Ю.В. Любимова, Г.А. Черемухина, В.И. Близнюка, А.Л. Пухова, Ю.Н. Попова, Э.В. Еляна, Д.А. Кожевникова, В.В. Тищенко.

Французская комиссия совместно с советскими экспертами провела тщательное исследование обломков самолета Ту-144 и заключительной траектории полета, построенной по результатам обработки кинофотоматериалов. Другой объективной информацией о параметрах полета самолета и работе его бортовых систем комиссия не располагала.

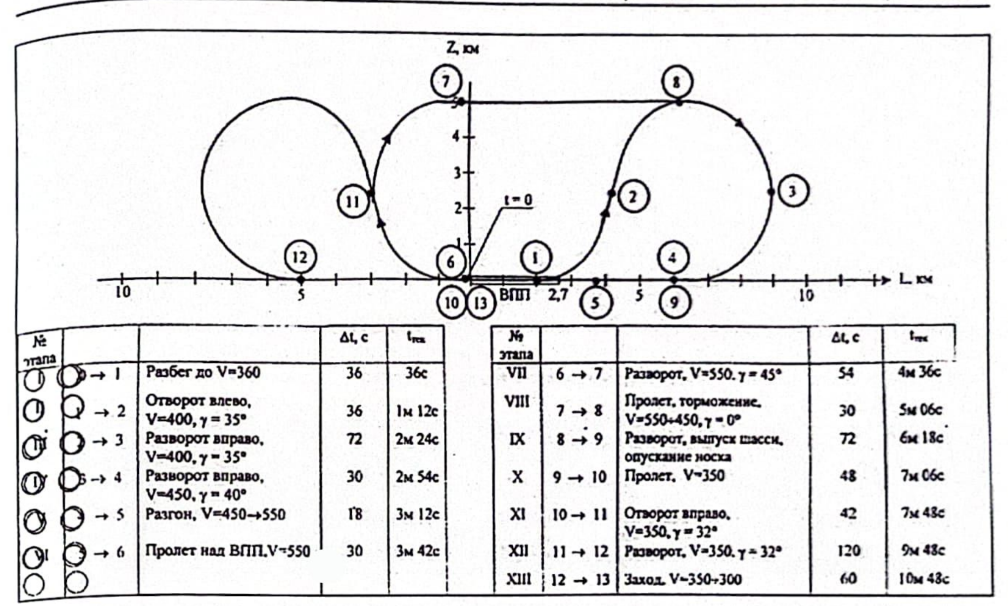
Найденный неповрежденным бортовой самописец для записи переговоров экипажа не был включен во время демонстрационного полета. Экспериментальные фоторегистраторы (осциллографы), установленные на борту, были в состоянии, не пригодном для обработки. Аварийный магнитный самописец был настолько сильно поврежден при ударе об угол бортового камня, что не все его обломки, в том числе и магнитная лента, были найдены. Удалось использовать пленку французского телевидения, на которой были сняты проход самолета над ВПП 030, набор высоты примерно до 200 метров, пикирование до момента разрушения самолета.

Недостаток материалов заставил председателя комиссии обратиться к французскому правительству с просьбой об объявлении премии за любые любительские фото- и киноматериалы, связанные с катастрофой. Мера оказалась полезной, хотя пришлось провести тщательный отбор поступивших материалов, так как многие любители представили пленки, на которых был запечатлен полет 2 июня 1973 года. Были окончательно отобраны для анализа две видеокассеты, снятые с трибун Ле-Бурже, любительская съемка всего полета, сделанная с окраины Гуссенвиля, фотографии Ту-144, сделанные с самолета «Мираж», свидетельские показания.

Для анализа причин катастрофы были выложены планер самолета, система управления, другие самолетные системы.

Анализ обломков и заключительной траектории полета самолета Ту-144 позволил комиссии сделать следующие основные выводы:

«<…> Не выявлено в общем функционировании самолета и его систем ненормальностей, позволяющих выдвинуть объяснение катастрофы:



№ этапа			Δt, с	$t_{тек}$
I	→ 1	Разбег до V=360	36	36с
I	→ 2	Отворот влево, V=400, γ = 35°	36	1м 12с
III	→ 3	Разворот вправо, V=400, γ = 35°	72	2м 24с
IV	→ 4	Разворот вправо, V=450, γ = 40°	30	2м 54с
V	→ 5	Разгон, V=450→550	18	3м 12с
VI	→ 6	Пролет над ВПП,V=550	30	3м 42с

№ этапа			Δt, с	$t_{тек}$
VII	6 → 7	Разворот, V=550, γ = 45°	54	4м 36с
VIII	7 → 8	Пролет, торможение, V=550÷450, γ = 0°	30	5м 06с
IX	8 → 9	Разворот, выпуск шасси, опускание носка	72	6м 18с
X	9 → 10	Пролет, V=350	48	7м 06с
XI	10 → 11	Отворот вправо, V=350, γ = 32°	42	7м 48с
XII	11 → 12	Разворот, V=350, γ = 32°	120	9м 48с
XIII	12 → 13	Заход, V=350÷300	60	10м 48с

Схема заявленного полета 2 и 3 июня 1972 г

- не было отказов двигателей,
- не было потери управления вследствие выхода на чрезмерные углы атаки,
- не было диверсии,
- не было взрыва и пожара до разрушения самолета,
- не было потери работоспособности членов экипажа,
- система управления самолета была сама по себе в состоянии нормального функционирования до разрушения самолета.

Разрушение самолета произошло вследствие недопустимой перегрузки, возникшей при выводе самолета из пикирования<…>».

В результате проведенной работы комиссии, анализа всех возможных событий и факторов, могущих иметь место при полете самолета, комиссия сформулировала следующее общее заключение:

«<…>Общее заключение.

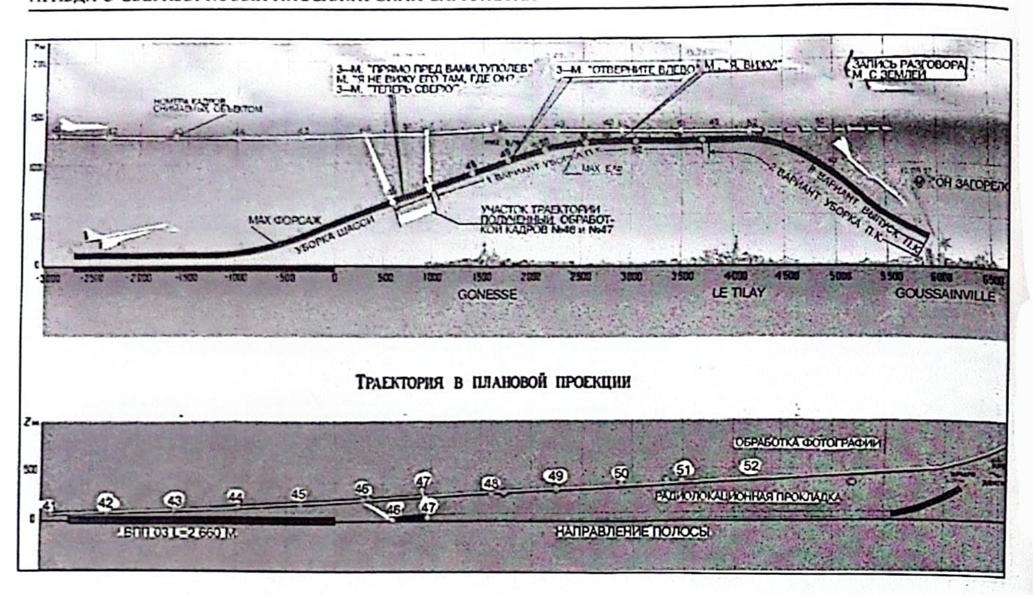
1. Совокупность работ, выполненных на базе располагаемых материалов, привела к следующим результатам:

1.1. Не было выявлено ненормальностей в общем функционировании самолета и его систем.

1.2. Для объяснения катастрофы смогли выдвинуть одну гипотезу. Эта гипотеза базируется на сочетании четырех следующих факторов:

- Весьма вероятное присутствие непривязанного г-на Бендерова в кабине пилотов.
- Наличие в той же самой кабине кинокамеры фирмы «Белл-Хоуэлл».
- Присутствие вблизи самолета Ту-144 самолета «Мираж-3Р».
- Наличие углубления в нижней части штурвала Ту-144.

1.3. Эта гипотеза не учитывает, однако, все отмеченные факты и не было найдено никакого материального доказательства, чтобы ее подкрепить или опровергнуть.



Траектории полета самолета Ту-144 № 77102 и самолета «Мираж»

В этих условиях причины катастрофы остаются неустановленными.

Совершено 6 февраля 1974 года, Париж
Подписи членов комиссии и экспертов».

На основании этого заключения было сделано официальное сообщение, опубликованное во всех центральных газетах и распространенное по информационным каналам. Вот полный текст этого сообщения:

«Сообщение о расследовании катастрофы самолета Ту-144 при выполнении демонстрационного полета 3 июня 1973 года на авиационном салоне во Франции.

Французская комиссия по расследованию катастрофы самолета Ту-144 закончила исчерпывающие исследования всех материалов и обстоятельств катастрофы. Комиссии помогала группа советских экспертов, которые оказывали ей наиболее полное содействие, ей также содействовали компетентные организации, проводившие работу в СССР.

Французские и советские специалисты единодушно пришли к заключению о том, что не было выявлено никакой ненормальности ни в конструкции, ни в общем функционировании самолета и его систем.

Вмешательство человеческого фактора представляет собой, таким образом, наибольшую вероятность.

Гипотеза, которая упоминалась чаще всего, учитывает два факта.

С одной стороны, самолет «Мираж-3Р» находился вблизи самолета Ту-144. Хотя расследование установило, что не было реальной опасности столкновения между двумя самолетами, для советского пилота это могло быть неожиданностью, и он мог внезапно произвести маневр для уклонения.

С другой стороны, член экипажа — руководитель летных испытаний находился в пилотской кабине самолета Ту-144 и не был привязан.

Возможно, что последние эволюции самолета Ту-144 могли вызвать падение этого члена экипажа, вероятно, державшего кинокамеру, что происходило в условиях, вызывающих временную блокировку действий пилота.

Эта гипотеза не учитывает, однако, все отмеченные факты, и не было найдено никакого материального доказательства ни для того, чтобы ее подкрепить или опровергнуть.

В этих условиях комиссия по расследованию и советские эксперты пришли к заключению, что причины катастрофы должны быть объявлены не установленными, и дело закрыто».

Выводы комиссии вызвали всеобщее неудовлетворение, а намеки на виновность членов экипажа — возмущение среди специалистов. Но никаких материалов для открытого обсуждения не было. Дело было засекречено, и допуск к нему был закрыт. В целом его выводы устраивали все стороны. Расходы по компенсации и возмещению всех затрат полностью взяло на себя Советское Правительство.

Вокруг этой катастрофы всегда витала какая-то тайна. Специалисты снова и снова задавали себе вопрос: «Как мог такой опытный летчик, как Михаил Васильевич Козлов, даже в случае внезапного появления «Миража», выполнить такой опасный маневр у земли?» 90% опрошенных летчиков давали ответ, что это невозможно. По их оценкам, пикирование стало неожиданным для экипажа. В такой ситуации экипаж мог создать крен в ту или иную сторону, адекватно реагируя на движение внезапно появившегося (обгоняющего!) самолета. Отворачивать путем пикирования не будет ни один летчик. Масла в огонь недоверия официальным сообщениям подлили широко распространяемые слухи о неизвестной кассете, которая якобы имелась в распоряжении комиссии.

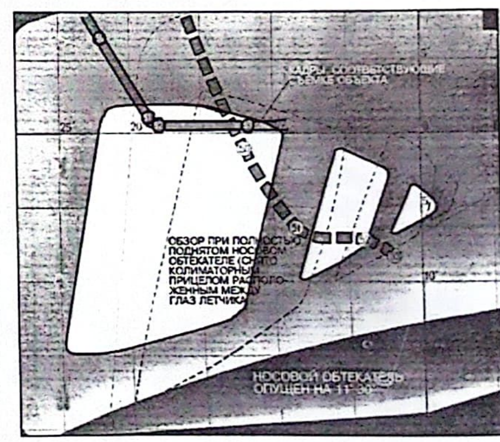
Многие специалисты имели свои версии происшедшего, и ряд из них были достаточно стройны и объективны. Но в то время высказывание, а тем более публикация любой версии, кроме официальной, были невозможны.

Всплеск интереса к катастрофе далекого 1973 года пришелся на 1993 год. Своеобразный юбилей вынес на трибуну многих «очевидцев», которые пытались на трагедии сколотить себе политический капитал. Кроме того, в дальнейшем были опубликованы или озвучены на радио и телевидении интересные показания свидетелей, которые во многом помогают по-новому взглянуть на причины катастрофы.

Мы считаем необходимым привести здесь выдержки из нескольких воспоминаний, которые, по нашему мнению, позволяют взглянуть на катастрофу и ее причины с иной точки зрения.

Э.Ф. Крупянский был в 1973 году в составе технической бригады, которая готовила самолет Ту-144 в Ле-Бурже. Он пишет (воспоминания приводятся в авторской редакции):

«С начала 1973 года самолет Ту-144 стал готовиться к показу на XXX Парижском авиасалоне. Подготовка заключалась в облетах наземных навигационных маяков, проведении маршрутных полетов (в план перелета был включен сверхзвуковой участок от Москвы до границы ФРГ, далее полет до Парижа продолжался на дозвуковом режиме). В состав экипажа были включены владеющие английским языком штурман Аэрофлота Георгий Николаевич Баженов и наш второй пилот Валерий Михайлович Молчанов… Вся техническая бригада состояла из авиатехников Р.М. Квициния, Н.С. Миронова, электрика В.Ф. Фетисова, инженера по оборудованию Ю.И. Большакова. (Вторым самолетом, участвующим в выставке, был самолет Ту-154, командиром на котором был Э.В. Елян. Сам Э. Крупянский был оформлен как ведущий инженер са-



Репродуцированный вид с места левого летчика. Цифрами показаны секунды возможного наблюдения самолета «Мираж-3Р»

молета Ту-154. Часть технического экипажа самолета Ту-154 помогала в обслуживании самолета Ту-144. — Прим. авт.)

В процессе показа самолетов на салоне нам пришлось организовать дежурство на самолетах. В заключительные дни салона 2 и 3 июня были запланированы показательные полеты обоих самолетов. Первый летный день прошел хорошо, только очень трудно с точки зрения подготовки к полетам. Сначала мы все готовили Ту-144, который летал первым. Примерно через 2 часа должен был летать Ту-154. После подготовки Ту-144 мы оставили одного Р.М. Квициния для выпуска самолета, а сами помчались готовить Ту-154, который стоял на самой дальней стоянке аэродрома. Уже от Ту-154 мы наблюдали полет Ту-144, который после взлета уходил на некоторое расстояние от аэродрома, убирал шасси и переднее крыло, разгонялся до скорости 800 км/час и в таком виде на высоте примерно 250-300 метров проходил над полосой, затем тормозился, разворачивался, одновременно выпуская шасси и переднее крыло и уже на скорости 260-280 км/час, покачивая по крену, проходил над полосой, затем разворачивался, совершал посадку и заруливал на стоянку. «Конкорд» выполнил то же самое, но после посадки затормозился до полной остановки с помощью реверса, затем дал полный газ и свечой ушел в небо...

После первого летного дня мы долго бродили по ночному Парижу, прощаясь с ним, поскольку 3 июня после показательных полетов салон закрывался. После возвращения с прогулки в гостиницу я нашел свой номер запертым (жили в одном номере с Э.В. Еляном). Проходя мимо номера В.Н. Бендерова, я услышал за дверями оживленный разговор. Когда я зашел в номер, в нем был летный экипаж в полном составе и Э.В. Елян. Разговор резко прервался. Я понял, что речь шла о чем-то таком, что мне знать не полагалось. Я взял ключ и пошел спать.

Утром рано мы уехали на аэродром готовить самолеты к полетам. После выполнения работ по подготовке самолета Ту-144 к полету я поднялся в салон доложить экипажу, что самолет готов. На борту был в гостях космонавт Шаталов, с которым экипаж вел оживленную беседу. Ю.Г. Ефимов, также бывший на борту, предложил мне обратиться к М.В. Козлову за разрешением слетать на показ. Я ему возразил под тем предлогом, что нам предстояло готовить к полету Ту-154. Вместе с Шаталовым и его сопровождением мы покинули борт самолета, оставив там только летный экипаж. Выходя последним, я сфотографировал самолет с трапа. Мы поехали к Ту-154, а экипаж стал готовиться к взлету. План полета Ту-144 был точно такой же, как и накануне. Полет мы наблюдали со стоянки Ту-154 на значительном удалении от ВПП…

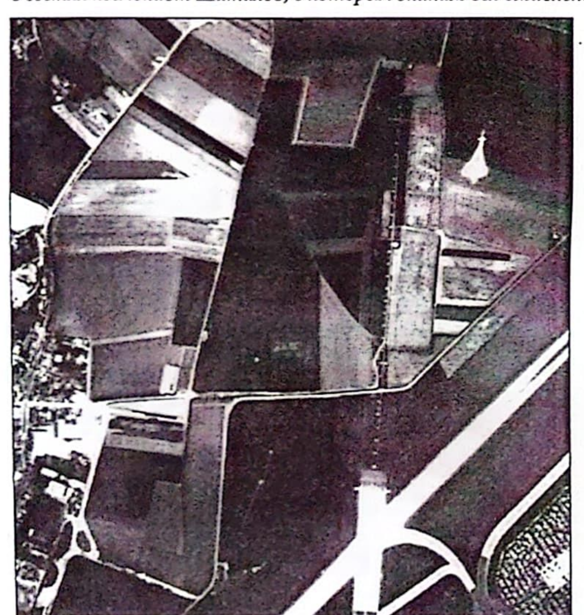
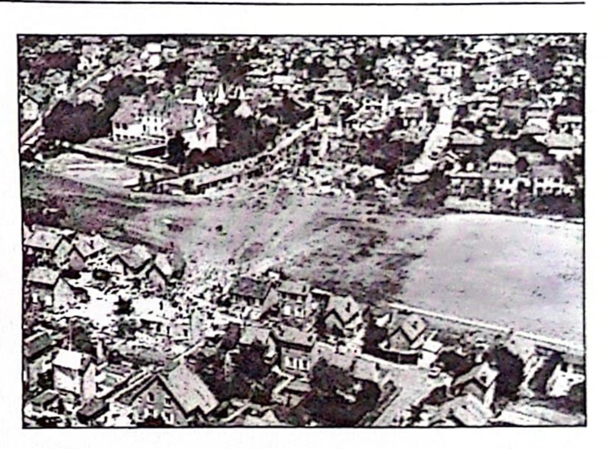


Фото с борта самолета «Мираж»

Два запланированных прохода над ВПП Ту-144 выполнил безупречно. Потом вместо захода на посадку стал заходить на третий проход, которого в задании не было. Я ожидал, что находящийся на КПП представитель нашей страны —начальник летной службы Минавиапрома Олег Иванович Белоцкий прекратит незапланированный проход и даст команду на посадку, но этого не произошло. Самолет продолжал заход. Со стоявшим со мною рядом Николаем Толмачевым (известный штурман-испытатель. — Прим. авт.) я поделился пришедшей мне мыслью, что нарушение задания ни к чему хорошему привести не может. Я, конечно, даже подумать не мог, что это обратится такой трагедией. Я просто полагал, что после полета с нарушением испытательного задания наши пилоты получат серьезную взбучку от руководства полетами.



Гуссенвиль. 3 июня 1972 года

Но произошло то, что произошло. Самолет вышел примерно на середину полосы и начал выполнять очень крутую горку. Четко были видны выпущенные передние крылышки. Мне даже показалось, что он начинает заваливаться на спину. Затем последовал резкий перевод на снижение, почти пикирование и где-то на высоте 400–500 метров от земли последовал очень резкий вывод в горизонтальный полет, при котором самолет на наших глазах буквально рассыпался в воздухе.

То, что случилась трагедия, как-то не сразу дошло до сознания. Э.В. Елян со словами: «Что они наделали, что они наделали?!» — кинулся в дежурившую около нас машину и куда-то умчался, бросив всех нас у самолета Ту-154. Мы удрученно молчали, каждый переживал случившуюся трагедию про себя. Через некоторое время к нам подъехал автобус, в котором было несколько сотрудников ОКБ, нам приказали закрывать самолет, объяснив, что наш полет отменен, хотя показательные полеты продолжались, будто бы ничего не случилось. Мы погрузились в автобус и поехали на место падения самолета в городок Гуссенвиль, находившийся примерно километрах в семи от аэродрома. Городок был буквально засыпан обломками самолета. Нас из автобуса не выпустили, поскольку шли спасательные работы, а местное население было сильно возбуждено имевшими место жертвами среди своих сограждан. Мы увидели, как мимо автобуса пронесли на носилках убитую девочку. Остаток дня и ночь мы провели в гостинице, обсуждая всевозможные причины происшедшего. Утром нас разбили на группы с персональным заданием каждому и повезли в Гуссенвиль. Мне лично было поручено с Р. Квициния и Н. Мироновым попытаться взять на анализ пробы топлива, гидросмеси и масла двигателей, затем присоединиться к группе, состоящей из Ю.И. Большакова, Ю.Г. Ефимова, В.Ф. Молчанова для поиска аварийного самописца. Сначала нас подвезли к месту падения кабины экипажа, и мы приняли участие в опознании трупов наших товарищей. В отсеке упавшей кабины их было четверо: В.Н. Бендеров, В.М. Молчанов, М.В. Козлов, Г.Н. Баженов. Трупы были сильно обезображены,и опознать их было достаточно трудно. Я обратил внимание на то, что В.М. Молчанов был пристегнут к креслу через плечо, как это делается при выполнении фигур высшего пилотажа. Этим ремнем он был разрезан практически пополам. Двух остальных членов экипажа: А.И. Дралина и Б.А.Первухина, выкинуло из кабины при ее разрушении в воздухе, и их впоследствии нашли на улицах Гуссенвиля. Затем к каждой из групп были для сопровождения и охраны приставлены по одному-два французских полицейских, и группы двинулись выполнять задания. Первое, на что наткнулась наша группа, был пульт ведущего инженера, на котором был расконтрен и открыт предохранительный колпачок над тумблером включения режима управления «Перекресток», сам тумблер был в положении «включен». (На самолете такого тумблера нет, более подробно это рассмотрено ниже в оценках В.М.Разумихина. — Прим. авт.) Это нас очень насторожило, поскольку этот режим управления, увеличивающий диапазон отклонения элевонов в режиме «руль высоты при выпущенных ПК», не был проверен при испытаниях и величина передаточных чисел, от которых напрямую зависит величина отклонения рулевых поверхностей, ес-


На месте трагедии (Ю. Любимов, Ю. Попов)

тественно, не была определена. С соответствующими пояснениями мы передали этот пульт группе конструкторов, которые должны были собирать элементы системы управления. Затем достаточно быстро нам удалось найти блоки фильтров топливной, масляной и гидравлической систем самолета и взять из них требуемые для дальнейших анализов пробы. Уже в конце первого дня я присоединился к группе, занятой поисками аварийного самописца, но до конца рабочего дня ничего обнаружить нам не удалось. На следующий день мы обратили внимание на шарообразную вмятину на стене одного из маленьких домов Гуссенвиля (корпус аварийного самописца МСРП-12 имеет шарообразную форму) и решили повнимательнее обследовать участок вокруг домика. Сопровождающий нас офицер французской полиции договорился с хозяином домика, и нас пустили на участок. Объяснялся с офицером Ю.Г. Ефимов, который знал несколько слов по-французски, но объяснения больше проходили на пальцах. К нашему разочарованию, на участке мы нашли элементы лентопротяжного механизма самописца, а это означало, что самописец разрушился, и шансов найти пленку практически не стало. Кстати сказать, члены других групп приносили нам много фрагментов магнитной пленки, но она была другого размера, применявшегося в магнитных самописцах экспериментального оборудования самолета, которых на борту самолета было установлено около десятка. Уже потеряв всякую надежду найти кассету с пленкой, мы обратили внимание на ведро с мусором, которое куда-то тащил хозяин участка, убирая участок от посторонних предметов, свалившихся на него с неба, и вдруг наткнулись на что-то сильно деформированное, но отдаленно напоминавшее искомую кассету... При внимательном рассмотрении мы поняли, что нашли то, что искали. Помня о пульте ведущего инженера, нам теперь было нужно, не привлекая внимания сопровождавшего нас офицера, как-то эту кассету с пленкой передать своим. Нужно сказать, что французы организовали следующий порядок сбора элементов конструкции самолета: на территории мэрии поселка были организованы две кучи обломков, первая, те которые представляли интерес для комиссии по расследованию причин катастрофы, вторая, не представляющая интереса. Естественно, что сортировали обломки по этим признакам русские специалисты, которые знали конструкцию самолета. Так вот, мы сделали вид, что кассета аварийного самописца не представляет интереса для комиссии и вместе с другой мелочью бросили ее в соответствующую кучу. Затем одному из конструкторов, кажется Донату Андреевичу Кожевникову, было поручено эту кассету взять в карман и срочно увезти ее в Москву, что он и сделал. Официально в комиссии по расследованию считалось, что пленка аварийного самописца не найдена.

В ангаре МИК был установлен деревянный макет Ту-144. Из Франции на нескольких АН-22 были перевезены все собранные там обломки самолета и выложены на макете. Отдельно были выложены найденные детали системы управления. В НИИЭРАТ ВВС под наблюдением высокопоставленного генерала КГБ был расшифрован аварийный самописец, а с нас четверых, нашедших его, была взята подписка о неразглашении тайны. Теперь, по прошествии четверти века, я решился эту тайну разгласить, правда, я сделал это раньше в сентябре 1994 года, давая интервью REN/TV для телефильма «Самолет, которого не было».

Официальное заключение франко-советской аварийной комиссии по причинам катастрофы самолета Ту-144 № 77102: «на пути самолета Ту-144 оказался французский самолет «Мираж», фотографирующий панораму салона, и командир Ту-144 для предотвращения столкновения предпринял несвойственный для

тяжелого самолета маневр, который привел к катастрофе». Этот вывод удалось сделать после расшифровки пленки, снятой с «Миража», на которой видно, что Ту-144 в своем вертикальном маневре идет на «Мираж». Этот вывод помог разделить все затраты, связанные с нанесенным ущербом, пополам с французской стороной. Что же, вывод комиссии не нанес ущерба техническому совершенству самолета Ту-144 и позволил продолжать дальнейшие испытания. При этом только умалчивается, почему не был запрещен третий, внеплановый проход самолета, почему самолет так резко управлялся на маневрах, почему, наконец, он так легко вышел на перегрузку N =4,5 g (предел смог записать аварийный самописец), при которой и произошло разрушение самолета (предельная эксплуатационная перегрузка для самолета Ту-144 равняется 2,5)? Расшифровкой аварийного самописца полностью отвергнута версия попадания в зазор между ручкой управления командира экипажа и полом кабины кинокамеры, которая якобы была у В.Н. Бендерова. Я много раз пытался узнать у О.И. Белостоцкого, который 6 лет работал моим заместителем в Главке Минавиапрома, почему он не запретил противоречащий заданию третий проход Ту-144 на салоне, но он всегда уходил от ответа, — эту тайну он, видимо, унесет с собой. Я не могу предположить, зная дисциплинированность и трезвость мышления М.В. Козлова, что этот третий проход был спонтанно выполнен экипажем. Наверняка его выполнение было согласовано с руководством ОКБ, как минимум, и с руководством Минавиапрома, как максимум, и, видимо, было внесено изменение в план задания на показательный полет...»

Нужно отметить, что воспоминания Э. Крупянского были написаны через двадцать с лишним лет после событий и кроме интересных фактических подробностей в них имеются голословные утверждения, заметно влияние многих слухов и домыслов. Он много внимания уделяет проблеме с пультом ведущего инженера и включенному положению тумблера «Перекресток», которого реально на самолете нет. Опровергается другими участниками событий эпизоды с кассетой, которую якобы тайно перевозил Д.А. Кожевников (с разрешения председателя комиссии с французской стороны он перевозил абсолютно официально пленку с записями переговоров в кабине экипажа, на которой, как потом оказалось, записи не было). Можно уверенно утверждать, что эта часть воспоминаний отражает дальнейшие раздумья автора о катастрофе после разговоров со специалистами по системе управления в постоянных попытках найти истинные причины катастрофы.

Много интересных подробностей можно найти в воспоминаниях А.Л. Пухова: *«Когда машина разбилась, я бросился в шале Аэроспасиаль, где А.А. Туполев вместе с французами наблюдал за полетами. Алексей Андреевич вместе с французами готовились сесть в два вертолета, чтобы лететь к месту аварии. Я подошел к нему и сказал: "Возьмите меня! Может быть, потребуется, что-нибудь растаскивать!"* Но мне *велено было остаться. Я выскочил из шале и вдруг слышу: «Шурик! Сюда!» Из очень большой машины мне махал рукой Ю.В. Любимов. Машина принадлежала самому главному из присутствующих на выставке чекистов, на лобовом стекле было много пропусков. Мы понеслись в Гуссенвиль. Дороги были забиты, но все водители послушно подчинялись жестам чекиста, и мы добрались до Гуссенвиля одновременно с вертолетами... Я находился весь день у места падения кабины, когда откапывали экипаж. Носовая часть вошла глубоко в землю под небольшим частным домиком. В.Н. Бендеров находился сзади М.В. Козлова, привалившись к нему, как бы его обнимая. Лично я совместно с французскими и нашими специалистами собирал, исследовал обломки, рисовал траектории.*

Каждый вечер в Посольстве СССР собиралась делегация и докладывала заместителю министра В.А. Казакову, руководителю нашей делегации на авиасалоне, накопленные материалы. Однажды вечером, задержавшись на заседании, приехал начальник ЛИИ В.В. Уткин: «Извините, Василий Александрович, заседали с французскими летчиками. Вот фотографии, которые я взял у командира «Миража», летавшего одновременно с Ту-144.» Он показал три фото, на одном фото Ту-144 справа внизу и сзади —энергично набирает высоту, на другом —Ту-144 совсем рядом справа, на третьем —поселок Гуссенвиль с взрывами от падающих обломков самолета. Поскольку к тому времени мною было уже прорисовано несколько взаимных траекторий «Миража» и Ту-144, то я, обращаясь к Казакову и Туполеву, выделяя каждое слово, заявил: «Эти фотографии однозначно позволяют нам доказать, что «Мираж» явился помехой для пилотов Ту-144». В наступившей тишине В.А. Казаков сказал: «Если мы это докажем, то ситуация для нас существенно поменяется...»

В самое последнее время стала модной политическая версия событий. Ярким примером этого стала статья в газете «Известия» от 11.02.97 г., которую написал Ю. Коваленко — корреспондент «Известий» в Париже— после показа по французскому телевидению фильма «"Конкорд" — "Туполев": война сверхзвуковых самолетов». В фильме приводятся результаты нового расследования катастрофы Ту-144 в Ле-Бурже 3 июня 1973 года, проведенного французскими и британскими тележурналистами. Вот полный текст этой статьи.

«В гибели Ту-144 виновен «Мираж». Кажется, раскрыт секрет одной из самых загадочных в истории авиационных катастроф — гибели «Туполева-144» на салоне Бурже 1973 года. Наша сверхзвуковая машина, которая должна была явиться гордостью отечественного самолетостроения, во время демонстрационного полета на глазах у сотен тысяч людей неожиданно вошла в пике, начала падать и, развалившись на несколько частей, взорвалась в воздухе. Ее обломки рухнули на городок Гуссенвиль. Погибли 6 членов экипажа и 8 жителей, а 15 домов оказались разрушенными.

Поползли слухи. Одни принялись утверждать, что во всем виновата советская делегация, заставившая летчика по престижным соображениям идти во время демонстрации на смертельный риск. Согласно другой версии, оператор, снимавший в кабине самолета полет, уронил камеру, которая блокировала ручку управления.

В нашей же делегации многие считали: гибель самолета — результат саботажа западных спецслужб, которые, подобно чеховскому злоумышленнику, ночью перед полетом открутили у Ту-144 ключевую гайку. Авария надолго выбивала из седла советского конкурента.

Действительно, авиасалон Бурже-73 проходил под знаком соперничества двух новейших сверхзвуковых пассажирских самолетов — франко-британского «Конкорда» и Ту-144. Кто кого?

...После катастрофы, как полагается, создали франко-советскую комиссию для расследования ее причин. Только через год комиссия, которой якобы не обнаружила «черный ящик», объявила, что ей не удалось установить причины авиакатастрофы. Москва выплатила огромную компенсацию за гибель французов и за нанесенный Гуссенвилю ущерб. На этом дело закрыли, засекретив подлинные результаты расследования.

Что же произошло на самом деле? Виновником гибели Ту-144 стал французский истребитель «Мираж». Вылетевший с базы ВВС в Страсбурге, «Мираж» следовал за нашим лайнером в течение его полета на расстоянии 200 метров, оставаясь при этом вне поля зрения россиян. После неловкого маневра истребитель неожиданно оказался прямо перед Ту-144. Застигнутый врасплох, наш пилот, чтобы избежать столкновения, резко вошел в пике. Это привело к тому, что горючее перестало поступать в моторы. Когда летчик попытался резко выровнять самолет, он, не выдержав, развалился.

Таковы результаты расследования группы французских и британских тележурналистов. Почти через четверть века после трагедии они решили узнать, что произошло в небе над Бурже. Журналисты встретились со многими действующими лицами, причастными к этой истории, и с ее свидетелями. Итог их расследования — фильм «"Конкорд" — "Туполев": война сверхзвуковых самолетов», только что показанный по французскому ТВ.

Гибель Ту-144 стала развязкой в этом тайной конфронтации, продолжавшейся больше десятилетия. Москва намеревалась любой ценой первой поднять в воздух сверхзвуковой пассажирский самолет. Согласно авторам фильма, сам Никита Сергеевич [Хрущев] поручил советским бойцам невидимого фронта добыть чертежи сверхзвукового самолета, над которым с конца 50-х годов трудились французские и британские специалисты.

Однако главную роль сыграл француз русского происхождения Сергей Фабиев — инженер, работавший над проектом нового самолета. Именно он, утверждают создатели ленты, передал Москве несколько тысяч секретных документов. Пойманного с одним из них — чертежами шасси — тогдашнего представителя «Аэрофлота» во Франции Сергея Павлова выслали из страны.

Приступив к работе над созданием своей сверхзвуковой машины на 3 года позже франко-британской бригады, наши конструкторы, используя полученные секреты, обошли «Конкорд» рывком на финишной прямой. Первый полет Ту-144, который во Франции в отместку окрестили «конкордский», состоялся 31 декабря 1968 года. Однако копия на тот момент, полагают создатели ленты, оказалась хуже оригинала. Тогда туполевцы полностью переработали самолет. В результате отечественная машина стала больше и быстрее «Конкорда», не говоря о том, что имела большую дальность полета. Но инцидент в Бурже стал для нее фатальным... (Однако Ту-144 не сказал своего последнего слова. Недавно российские и американские конструкторы извлекли его из небытия и используют машину как лабораторию).

После того как конкурент сошел с дистанции, успех, казалось, был гарантирован «Конкорду». Однако крылья ему подрезали американцы, которые, защищая свои самолеты, в течение долгого времени запрещали его посадки в Нью-Йорке. В результате «Конкорд», несмотря на все свои технологические новации, с коммерческой точки зрения оказался несостоятельным.

Но вернемся к причинам договоренности СССР и Франции не разглашать тайну. Вероятно, как водится, поставили высшие государственные интересы. Две страны связывали «привилегированные» отношения, которые нельзя было ничем омрачить, тем паче дискредитировать. Наконец, чтобы Москва держала язык за зубами по поводу истинного виновника гибели Ту-144, считают авторы документальной ленты, ей пригрозили разоблачениями, касающимися того, как с помощью советских агентов мы создавали авиалайнер на базе «Конкорда».

Изложенные в статье версии «войны "Конкорда" и "Туполева"» и причин катастрофы можно охарактеризовать как сознательную попытку некомпетентных людей подать трагедию как сенсацию.

Никакой конфронтации между Туполевым и «Конкордом» (или между СССР и Европой) при проектировании не существовало — была нормальная гонка в разработке, присущая вообще самолетостроению, сохранившему лозунг 30-х годов: дальше, выше, быстрее и любой ценой. Никто из руководителей или инженеров ОКБ Туполева никакой специальной информации, чертежей, схем и «секретов» о конструкции и системах «Конкорда» неофициально не получал. Все, что разрабатывалось, было результатом самостоятельной работы инженеров каждой стороны.

Рассмотрим мнение специалиста в области систем управления. Вадим Михайлович Разумихин был одним из авторов системы управления и в течение многих лет, начиная практически с момента катастрофы, исследовал все возможные варианты ее причины с этой точки зрения.

«Никакой договоренности между СССР и Францией о неразглашении причин гибели Ту-144 не было. Более того, французы удивлялись и поражались, как русские придумывали одну версию за другой, с тем чтобы как-нибудь свести концы с концами в фактическом материале. В результате и появилась гипотеза о самолете «Мираж» и кинокамере, попавшей в основание штурвальной колонки Ту-144 и заклинившей ее.

Действительно, мы — инженеры лаборатории, где проводилось стендовое моделирование, по указанию «сверху» изготовили макет этой кинокамеры и кидали ее в нишу пола, где находилось основание штурвала. А французы удивлялись — ну как это русские до этого додумались? Однако, для того чтобы кинокамера «однозначно» легла как надо, отверстие в полу на стенде было специально распилено. К сожалению, главная наша задача состояла в том, чтобы не говорить правду, а как-нибудь закрыть дело. После долгого сопротивления, поняв, что к ним серьезных претензий нет, французы сдались. В результате год спустя появилось «сообщение о расследовании катастрофы самолета Ту-144 3.06.73 г. в Ле-Бурже.

13 февраля 1996 года по ЦТ был показан документальный фильм «Самолет, которого не было», в котором Э. Крупянский (в 70-х годах он был начальником службы эксплуатации в ЖЛИиДБ и был в Ле-Бурже в июне 1973 года) рассказал, каким образом нашли «черный ящик» МСРП (многоканальный самолетный регистратор параметров) и его пленку. Кассета с пленкой тайно была вывезена из Франции, записи расшифрованы и проанализированы (все это сначала хранилось в личном сейфе министра авиационной промышленности СССР П.В. Дементьева).

Из расшифровки следует, что после выполнения «горки» и выведения самолета в горизонт, в момент установки «переднего крыла» (ПК) в убранное положение, рули высоты (элевоны) отклоняются на пикирование. Летчики тянут «на себя» штурвал, пытаясь выправить траекторию. На высоте 300–400 м дается команда «выпустить переднее крыло». После схода ПК с упора рули высоты «прыгают» на кабрирование, самолет выходит на разрушающую перегрузку, и сначала левое крыло, затем фюзеляж не выдерживают и

разрушаются. Двигатели работали до конца. (Еще одна версия англо-французских журналистов о прекращении поступления топлива в моторы — не подтвердилась. — Прим. авт.)

В результате расследования материалов катастрофы секретная комиссия МАП с участием ведущих специалистов ОКБ, ЦАГИ, ЛИИ установила, что причиной такого поведения самолета стало неожиданное подключение незадействованного экспериментального сигнала в продольном канале СУУ (системы улучшения устойчивости и управляемости) АБСУ (автоматической бортовой системы управления самолета). Этот дополнительный сигнал продольной управляемости включается тумблером с пульта передаточных чисел (ППЧ) АБСУ и, кроме того, по алгоритму, заложенному в АБСУ, этот сигнал подключается к работе только при убранном ПК.

Перед отлетом из Москвы в Ле-Бурже пульт ППЧ должен был быть закрыт специальной панелью (крышкой) и опечатан. Однако когда после катастрофы ППЧ был найден, то обнаружили, что крышка и пломба сняты, но это не было результатом удара самолета о землю.

Установлено, что из 20 тумблеров, расположенных на ППЧ, включены были только два, которые подключают к системе АБСУ сигналы боковой и продольной управляемости ($X_э$ и $X_в$) — это электродистанционные сигналы, улучшающие характеристики боковой и продольной устойчивости и управляемости.

Сигнал $X_э$ предназначен для улучшения характеристик боковой управляемости самолета за счет дополнительного отклонения руля направления через АБСУ при перемещении штурвала по крену (перекресток «из крена в курс»). Этот сигнал был отработан в 1971-72 годах в летных испытаниях на самолете Ту-144 № 101 на Жуковской летно-испытательной и доводочной базе, получил хорошую оценку ведущих летчиков Э.В. Еляна и М.В. Козлова для режимов взлета и посадки с выпущенным ПК. Однако из-за спешки при подготовке самолета Ту-144 № 102 к выставке в Ле-Бурже было принято решение сигнал $X_э$ не задействовать, т.к. не было времени на его отработку.

Другой сигнал ($X_в$) вообще нигде не отрабатывался и предназначался для возможной (в будущем) коррекции характеристик продольного канала управления в том случае, если возникнет такая необходимость. Этот сигнал был отработан и применялся на самолетах Ту-154, Ту- 22М, Ту-142, и никаких серьезных проблем после отработки и испытаний не было. Кроме того, для обеспечения безопасности полета по нашему указанию на Воронежском авиазаводе были отсоединены штепсельные разъемы на датчиках, измеряющих перемещения колонки и механизма МЭТ в системе управления самолетом и сигналы, с которых были нужны для формирования $X_э$ и $X_в$. Однако при подготовке самолета к Парижу разъемы в цехе сборки были, очевидно, ошибочно подключены.

Итак, видимо, события 2–3 июня 1973 года развивались следующим образом.

2 июня 1973 года «Конкорд» отлично выполнил демонстрационный полет. Выполнил демонстрационный полет и Ту-144 № 102. Здесь следует отметить очень важный момент. Еще накануне этого полета командир экипажа летчик-испытатель М.В. Козлов и ведущий инженер Б.М. Первухин, проанализировав траектории будущего полета, для улучшения характеристик боковой управляемости при выполнении виража с креном 45°, приняли решение ВКЛЮЧИТЬ сигнал ППЧ. Крышка была снята, и перед полетом 2 июня сигнал $X_э$ был включен. От этого сигнала при отклонении штурвала по крену отклоняется руль направления, уменьшая скольжение самолета на крыло, тем самым увеличивая эффективность поперечного управления. Полет 2 июня прошел нормально, хотя, как утверждают очевидцы, Ту-144 выглядел менее эффектно, чем «Конкорд».

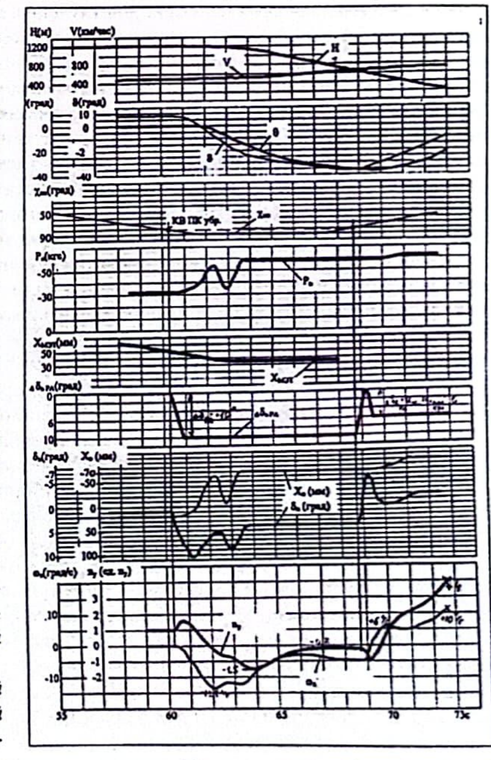
Вероятно, вечером 2 июня 1973 года руководство ОКБ после долгих споров приняло решение «переплюнуть» «Конкорд». Было решено во время прохода над взлетно-посадочной полосой ВПП4 — (этап VI) выполнить «крутую» горку, в конце ее убрать переднее крыло, а далее закончить полет как запланировано. Такой проход не отрабатывался, не заявлялся, что, вообще говоря, является нарушением правил демонстрационных полетов на выставке. М. В. Козлов, по свидетельству очевидцев, долго не соглашался, но потом его «уговорили». Доложили министру авиационной промышленности П. В. Дементьеву, он дал согласие.

3 июня Ту-144 готовится к полету, экипаж направляется к самолету, и тут один французский корреспондент уговаривает ведущего инженера В.Н. Бендерова взять на борт его кинокамеру и из кабины экипажа заснять полет. Бендеров соглашается. В кабине оказывается 4 человека: командир экипажа М. Козлов, второй пилот В. Молчанов, штурман Баженов и ведущий инженер В. Бендеров с кинокамерой. Ведущий инженер Б. Первухин остался в салоне, где его и нашли после катастрофы. А ведь именно Первухин включал тумблер $X_э$ на нуль 1С ППЧ в предыдущем полете, именно он знал, как и что надо включать в полете. Сейчас можно только гадать, кто из экипажа включил тумблеры на пульте ППЧ АБСУ, установленном на спинке кресла правого летчика. Итак, сигнал $X_э$ включен, и одновременно случайно включается стоящий рядом тумблер сигнала $X_в$, сигнала, который не отрабатывался, датчики перемещений не регулировались, а переключатель передаточного числа $X_в$ стоял к тому же на максимальном значении.

Итак, самолет взлетает, следует отворот влево, потом разворот на 180° вправо, самолет выходит на ВПП, убирается шасси, и на середине ВПП начинает выполнять эффектную «горку»: 4 двигателя на форсаже, легкий самолет — все это позволяет получить набор с углом тангажа до 30°. На высоте около 800 м начинается уборка ПК (время уборки около 20 с) и выход в горизонт на высоте 1200 м. Через 10 секунд после выхода в горизонтальный полет ПК встает на упор убранного положения. В этот момент подключается сигнал $X_в$, и так как он не был отработан, на вход рулевого агрегата (РА) АБСУ выдается максимальный сигнал, приводящий к выходу штока РА на упор на пикирование. Элевоны мгновенно отклоняются на 10° от балансировочного положения. При скорости 500 км/ч это приводит к отрицательной вертикальной перегрузке n_y =–1...–1,5 g. Экипаж повисает на ремнях. Бендеров, стоявший за командиром экипажа, вместе с кинокамерой прижимается к потолку. Самолет переходит в крутое пикирование с n_y =–1,5...–2,0 g и через 8 секунд достигает скорости 650 км/ч в снижении с вертикальной скоростью 100 м/с. Летчики берут штурвал «на себя», однако исправить положение не могут, так как штурвал упирается в дополнительный (полетный) загружатель, ограничивающий ход «на себя», который также подключается при уборке ПК (так что кинокамера тут ни при чем, к тому же при отрицательных перегрузках она просто не могла упасть в основание штурвала). После седьмой секунды пикирования командир дает команду «Выпустить переднее крыло», видимо поняв, что причина появления пикирования возникла после уборки ПК. Переднее крыло сходит с упора, сигнал $X_в$ отключается, что приводит к дополнительному перемещению рулей высоты «на себя», углы руля были такими, что при скорости полета 650 км/ч (высота 300 м) самолет выходит на перегрузку n_y =+4,0 g и разрушается. Тут кроется еще одна «тайна»: самолет с этим весом не должен разрушаться при перегрузке n_y <+4,0. Расчеты показывают, что разрушающая перегрузка должна быть более 5. Как потом оказалось, крыло к тому времени не было испытано на статическую прочность и не было усилено.

Когда этот полет был промоделирован на стенде, то перегрузки в этой ситуации более 4,2 g не получилось. Таким образом, если бы крыло было сделано и испытано в соответствии с нормами прочности, то самолет с n_y = 4,2 вышел бы из пикирования и прошел бы над землей с запасом по высоте 100–150 м.

Так что ни «Мираж», которого летчики, по всей вероятности, и не видели, ни кинокамера, о которой писалось в «Сообщении...» и рассказывали по телевидению сотрудники ОКБ Ю. Каштанов и Э. Елян, никако-



Параметры полета (последние 14 сек)

го отношения к катастрофе не имеют. Никаких отказов на борту не было, просто имело место трагическое стечение различных обстоятельств и последовательных ошибок, начиная с 26 марта 1969 года, основные из которых следующие:

• принятие 26 марта 1969 года решения об установке на борт самолета АБСУ с экспериментальными сигналами. Система должна сначала отрабатываться в лаборатории на стендах, затем она моделируется и только потом устанавливается на борт;

• отсутствие в техдокументации четких указаний, направленных на исключение любой возможности подсоединения экспериментальных сигналов (электрические разъемы датчиков оказались подключенными, несмотря на указания цехам «разъемы отключить и прибортовать»);

• принятие решения об изменении профиля демонстрационного полета без согласования со специалистами и без проверки этого режима в летных испытаниях;

• принятие экипажем самостоятельного решения о снятии крышки с ППЧ и включении тумблера сигнала Хэ. И если сигнал Хэ включен был сознательно, то включение сигнала Хв, очевидно, было случайным.

Сопутствующим фактором явилось то, что не были закончены необходимые испытания на предельных по прочности режимах, крыло самолета не было доработано по прочности, и в результате разрушение произошло на перегрузке 4 вместо перегрузки 5,0 по расчету.

Я не был участником аварийной комиссии, не видел секретных отчетов по аварии, но я знаю систему СУУ, я ее автор, и по результатам копии расшифровки последних 30 секунд полета самолета Ту-144 3 июня 1973 года, которая попала ко мне случайно, по обрывкам рассказов очевидцев и участников расследования, некоторым другим материалам мне удалось составить более или менее понятную версию всех событий того июньского полета...»

Мы сознательно привели выдержки из разных материалов, чтобы иметь возможность высказать нашу общую точку зрения о происшедшей катастрофе. По нашему мнению, наиболее вероятна последовательность событий, построенная Г.А. Черемухиным, который с первых дней после катастрофы участвововал в расследовании и имел возможность тщательно изучить все материалы. По его мнению, связь между уборкой и выпуском переднего крыла и неадекватным поведением самолета доказаны убедительно. После завершения работы комиссии он много раз изучал материалы и обратил внимание на следующее:

1. Ряд свидетелей, в том числе французский механик, помогавший нашему техническому экипажу при подготовке самолета Ту-144 к полету, письменно подтвердил, что перед полетом 3 июня 1973 года экипаж семь раз выпускал и убирал переднее крыло.

2. Из локационной проводки видно, что после первого прохода и выпуска переднего крыла самолет неожиданно был направлен экипажем на другую ВПП, где обычно совершали посадку самолеты, уже завершившие выполнение демонстрационной программы. Затем, так же неожиданно развернувшись, вышел на полосу 030 для продолжения демонстрации. При этом на высоте около 2000 м элевоны были отклонены на половину минимального хода на пикирование.

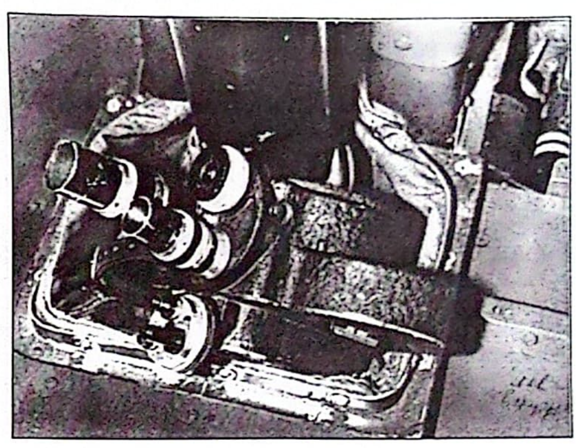
3. На одной из любительских пленок был снят процесс уборки переднего крыла и хорошо виден «клевок» самолета на пикирование после полной уборки переднего крыла.

4. Экипаж принял решение на уборку переднего крыла на высоте более 2000 м, тогда как по плану полета предусматривалось использование высоты полета не более 400 м.

Георгий Алексеевич выдвигает еще одну версию возможной причины катастрофы самолета Ту-144. Она связана с установкой на борт экспериментального блока, о котором говорит В.М. Разумихин, включившегося в контур системы управления. И хотя по документации этот блок должен был быть отключен еще на серийном заводе путем снятия штепсельных разъемов, имеется большое количество доказательств того, что он отключен не был или был отключен только при помощи переключателей на экспериментальном пульте, который расположен на задней стороне спинки пилотского кресла командира экипажа. В демонстрационном полете пульт должен был быть закрыт специальной крышкой. Но анализ обломков показал, что по неизвестным причинам во время демонстрационного полета 3 июня 1973 года крышка была снята, что давало возможность непреднамеренно (случайно) включить переключатели.

(Эта часть анализа практически совпадает с выводами В.М.Разумихина. — *Прим. авт.*)

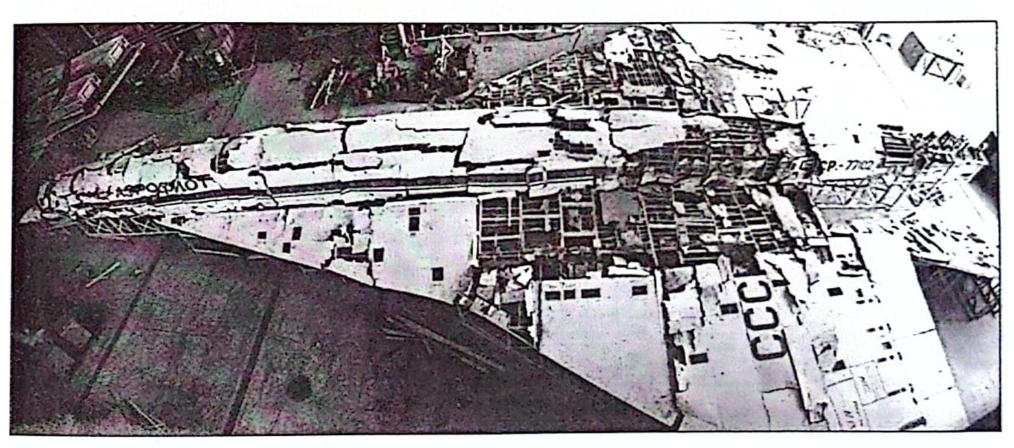
Но главное, по оценкам Г.А. Черемухина, заключалось в том, что экспериментальный блок вырабатывал дополнительный сигнал, подаваемый на рули, пропорционально величине нестриммированности штурвала, изменяя как бы привычную пилотам связь между положением штурвала и элевонами. Чтобы исключить эти нарушения, пилот должен был постоянно триммировать штурвал, т.е. постоянно снимать возникающие на штурвале усилия (практически до нуля). Вторая особенность этого режима была связана с тем, что блок включался—отключался только при уборке и выпуске переднего крыла. Поэтому уборку и выпуск переднего крыла следовало проводить только при стриммированном штурвале, чтобы не получить скачка на отклонение элевонов. Экипаж этого знать не мог, но он почувствовал это влияние в полете 2 июня 1973 года, чем объясняется многократная отработка переднего крыла на земле и первые действия на высоте 2000 м. Г.А. Черемухин так объясняет особенности полета самолета Ту-144 в тот злополучный день:



Положение камеры (во время экспериментов)

• «<...> После первого прохода при выпуске переднего крыла опять, как и 2 июня, получили «клевок» самолета и сначала решили прекратить полет. Начали заходить на соответствующую ВПП. Обстановка нормализовалась, и психологически понятно решение экипажа продолжать выполнение демонстрационного полета. Возможно, экипаж считал, что больше перестановки переднего крыла не потребуется.

• После второго прохода над ВПП и набора высоты 400 метров пилоту не удалось вывести самолет в горизонтальный полет (как это было запланировано) из-за того, что экспериментальный блок «съел»



Делалось все, чтобы найти истинную причину катастрофы... (Собранный из обломков самолет)

ход штурвала. Экипаж мог воспринять ситуацию как отказ и принял решение выпустить переднее крыло для выхода в горизонтальное положение (хорошо подтверждается двумя фотографиями с самолета «Мираж»).

· Но в горизонтальном полете, после уборки переднего крыла, блок отключился, и весь «съеденный» ход штурвала преобразовался в сигнал, который вызвал отклонение элевонов вниз на 10 градусов с известными последствиями.

· Хорошо понимая, что «все зло от переднего крыла», экипаж немедленно начал выпуск переднего крыла (технически это 3–4 секунды) <...>.

· Естественные действия экипажа на вывод самолета из пикирования совпали с моментом включения экспериментального блока, что привело к скачкообразному движению элевонов вверх, достаточному для того, чтобы получить предельную перегрузку. Элевоны пошли вверх, потому что пилот тянул штурвал «на себя», а не «от себя» как это было при переходе в пикирование <...>».

Логичная увязка всех известных фактов позволяет считать, что техническая версия катастрофы, разработанная Г.А. Черемухиным, наиболее вероятна.

По нашему глубокому убеждению, у катастрофы не может быть одной причины. Всегда идет развитие сложной причинной ситуации с накоплением отрицательного потенциала, когда каждая отдельная причина не приводит даже к опасной ситуации, но вместе они образуют «снежный» ком нарастающих событий, которые и заканчиваются катастрофой. Так было и в случае Ту-144. Спешка в подготовке самолета к выставке привела к тому, что самолет по многим системам не был испытан в необходимом объеме, не проверен по всем системам, не введены необходимые ограничения по режимам и условиям демонстрационного полета. Программа демонстрационного полета не была проверена специалистами и не была утверждена на методическом совете. Экипаж не выполнил необходимых тренировок. Отметим, что выполнение демонстрационного полета на предельных режимах в условиях ограниченного пространства выставочного поля и дефицита времени является сложнейшей задачей для экипажа. К сожалению, плохая методическая подготовка и отсутствие необходимого объема тренировок является типичным для наших экипажей как до, так и после Парижа 1973 года, — вспомним недавние столкновения МИГов в Фарнборо, гибель Станкявичуса в Италии и много других случаев.

Единственной ошибкой В.Н.Бендерова, Б.М. Первухина, Э.В. Еляна (который, безусловно, присутствовал при принятии всех решений как старший летчик самолета) и М.В.Козлова было то, что они не отказались проводить изменения в программе. Но тот, кто помнит то время, тот знает, что это было практически невозможно. Административные методы управления исключали активное сопротивление некомпентентному влиянию «начальства».

В полете, мы полагаем, возможным «спусковым механизмом» стала все-таки встреча с «Миражом», который, внезапно появившись с левой стороны сверху, как минимум отвлек внимание командира корабля М.В. Козлова. Как максимум внезапное появление «Миража» заставило М.В. Козлова достаточно резким движением отвернуть самолет вправо-вниз. Этот момент практически совпал с моментом уборки переднего крыла и переключением передаточных чисел. По действиям экипажа видно, что в начальный период поведение самолета было для них неожиданным. Но даже в это короткое время экипаж, и в первую очередь его командир, проявили поразительное летное мастерство. Мгновенно дается и исполняется команда на уборку переднего крыла и принимаются действия по выводу самолета из пикирования. К сожалению, на недоведенном самолете в отдельных зонах были неусиленные места, которые обычно дорабатываются по результатам прочностных испытаний. На перегрузке произошло разрушение конструкции самолета. Ни в одном элементе полета экипаж не нарушил инструкции и никакими особыми действиями не усугубил развитие ситуации. Абсолютно беспочвенной является версия о возможной виновности В.Н. Бендерова. Экипаж стал заложником сложившейся ситуации.

Ведущими в расследовании стали политические мотивы. Было абсолютно ясно, что никакого «сверхзвукового» мотива в катастрофе нет. Требуется нормальная работа по выявлению всех действовавших факторов, разработка профилактических мероприятий и дальнейшая работа по испытаниям и доводке самолета Ту-144. Реально это и было сделано. С августа 1973 года ЦАГИ, ЛИИ, ОКБ провели доработку



Испытатели

системы управления и АБСУ самолета Ту-144, в результате чего был резко уменьшен ход элевона от РА АБСУ (вместо +10° сделали +5°), были изъяты из СУУ все сигналы, в том числе Хэ и Хв, кроме сигнала демпфирования, введен механизм балансировки по углу ПК и другие мероприятия, которые срочно внедрили в 1974–75 годах на всех самолетах Ту-144. Аналогичные мероприятия были проведены по прочности.

Годы отделяют нас от событий уже далекого 1973 года. Сегодня мы прекрасно понимаем, что трагедия в Ле-Бурже серьезно сказалась на дальнейшем развитии проекта. И хотя внешне события шли как обычно: проводились испытания, выпускались самолеты — на разных уровнях, в том числе и на самом высоком, появилась неуверенность.

Но нам не в чем и незачем обвинять в этом экипаж, погибший в катастрофе в небе Парижа. Наши товарищи и друзья: Михаил Козлов, Валерий Молчанов, Владимир Бендеров, Борис Первухин, Георгий Баженов, Анатолий Дралин делали все и отдали все, чтобы сверхзвуковые самолеты стали летать в нашем небе. Поклонимся и почтим их память.

15. Совместные государственные испытания самолета Ту-144

Совместные государственные испытания самолета Ту-144 проводились в соответствии с решением МАП—МГА «О порядке внедрения в эксплуатацию на линиях МГА сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 с двигателями НК-144», утвержденным министром авиационной промышленности и гражданской авиации 31 марта – 7 апреля 1975 года. Решение было согласовано с Госавиарегистром СССР 28 марта 1975 года. Этим решением был утвержден «Порядок и организация проведения совместных государственных испытаний самолета Ту-144», «Техническая характеристика самолетов Ту-144, предназначенных для начала эксплуатации на линиях МГА», «Положение о временных нормах летной годности для сертификации самолета Ту-144».

Для проведения испытаний Минавиапромом СССР были предъявлены МГА самолеты со следующим распределением задач испытаний:

01-1 (№ 77101) — испытания силовой установки, прерванные взлеты;
02-1 (№ 77103) — испытания навигационного комплекса НПК-144, системы электроснабжения;
02-2 (№ 77104) — аэродинамические характеристики, прочность, большие углы атаки;
04-2 (№ 77106) — директорный заход на посадку, АБСУ, автомат тяги;
05-1 (№ 77107) — комплексная оценка самолета и самолетных систем, определение типа.

Распределение пунктов программы проводилось в соответствии с «Комплексной программой государственных испытаний СПС Ту-144», утвержденной МГА (заместитель министра А.Ф. Аксенов) и МАП (заместитель министра М.С. Михайлов) 28 марта 1975 года. Программа должна была выполняться в два этапа:

1-й этап — выдача заключения о возможностях и условиях начала эксплуатации с перевозкой почты и грузов;

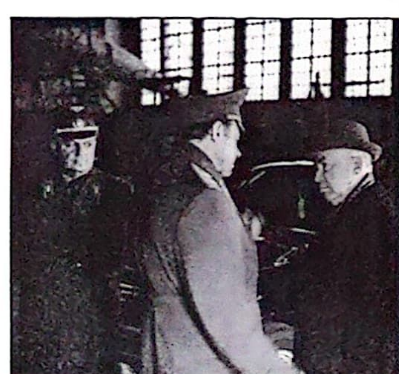
2-й этап — выдача заключения о возможностях и условиях перевозки пассажиров на трассах МГА.

Общий объем полетов по программе составлял: наземные испытания — 122 самолето-дня, летные испытания 259 полетов с общим налетом 408 летных часов.

В соответствии с планом-графиком государственные испытания должны были быть завершены в III квартале 1976 года, эксплуатационные испытания — в октябре 1976 года, и пассажирские перевозки планировалось начать в ноябре 1976 года.

Реально, в силу ряда объективных и субъективных причин, все работы были выполнены 15 мая 1977 года. Основная причина задержки заключалась в том, что комплексный объект испытаний — самолет Ту-144 № 77107 — был доработан до типовой конструкции только в октябре 1976 года вместо июня 1976 года, самолеты 05-2 (№ 77108) и 06-1 (№ 77109) для эксплуатационных испытаний — только в мае 1976 года вместо декабря 1975 года по плану.

Совместные государственные испытания проводились на аэродроме «Раменское» в Жуковской летно-испытательной и доводочной базе (испытательном филиале ОКБ Туполева). Необходимые доработки и устранение возникающих дефектов выполнялись опытным заводом. Для оперативного решения вопросов практически постоянно в Жуковском находились ведущие специалисты конструкторского бюро и лучшие специалисты предприятий — разработчиков систем и готовых изделий. Летные экипажи комплектовались из специалистов ЖЛИиДБ и сертифицирующих организаций — Летно-исследовательского института (ЛИИ) и Государственного научно-исследовательского института гаражданской авиации (ГосНИИГА). Ведущими летчиками-испытателями были назначены Э.В. Елян, В.П. Борисов (ЖЛИиДБ), В.Д. Попов, М.С. Кузнецов, Л.Ф. Клюев, Н.И. Юрсков (ГосНИИГА), В.И. Крыжановский, Ю.И. Юмашев (ЛИИ). Ведущие штурмана — А.С. Шевцов (ЖЛИиДБ), И.П.Абдулаев, В.В. Вязигин (ГосНИИГА). Ведущие бортинженеры — Ю.Т. Селиверстов, Ю.М. Кремлев (ЖЛИиДБ) и В.Л. Венедиктов (ГосНИИГА). Планирование испытаний и организацию летного эксперимента в полете обеспечивали ведущие инженеры под руководством В.М. Кулеша (ЖЛИиДБ) и И.С. Майбороды (ГосНИИГА). Координацию работы всех предприятий, участвующих и обеспечивающих испытания, проходили под руководством Комиссии по проведению совместных государственных испытаний самолета Ту-144 (председатель комиссии заместитель министра Гражданской авиации И.С. Разумовский).



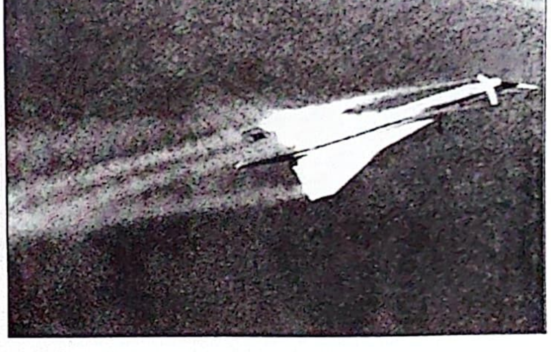
Каждый месяц министры лично рассматривали ход испытаний (справа П.Дементьев, Б.Бугаев, М.Мишук)

В процессе испытаний решались и комплексные задачи. В их число входило следующее:

На самолете 01-1 проведены исследования по оценке

запасов газодинамической устойчивости двигателей, исследование характеристик системы защиты при помпаже.

На самолете 02-1 определены характеристики прерванного и продолженного взлетов, проведены специальные испытания по поведению самолета на ВПП, покрытой осадками, отработана система защиты воздухозаборника от попадания воды и других осадков с ВПП, проведены комплексные испытания навигационного комплекса и системы электроснабжения.



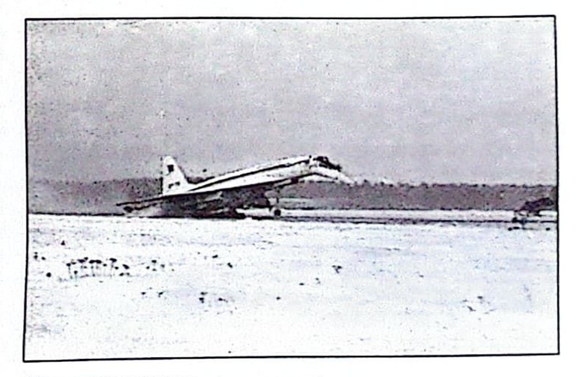
Испытания на больших углах атаки

На самолете 02-2 выполнены специспытания по проверке поведения самолета при моделировании отказов АБСУ и системы штурвального управления, исследования по поведению самолета и его систем на больших углах атаки и предельных режимах, оценена устойчивость и управляемость на режимах предпосадочного планирования, определены маневренные характеристики самолета при заходе на посадку, режим директорного захода на посадку до высоты 60 метров, проверена парашютно-тормозная система и поведение самолета Ту-144 на ВПП при выпущенном парашюте и действии бокового ветра, оценен диапазон запуска и розжига форсажных камер. Дополнительно были проведены испытания в условиях естественного обледенения и прочностные испытания. В комплексе и ряде специальных полетов были сняты температурные поля.

Испытания на воде

На самолете 04-1 произведены специальные исследования по оценке совместимости самолета с наземными структурами и системами при выполнении полетов по трассам МГА, испытан комплекс кислородного оборудования и облегченного снаряжения экипажа (ККО-ОС-1), проведены исследования по определению нормированного шума на местности и характеристик звукового удара.

На самолете 04-2 завершались испытания АБСУ-144, исследованы характеристики систем обеспечения директорного захода на посадку и автомата тяги. По результатам исследований были получены материалы для установления метеоминимумов для взлета и посадки.



Испытания на снегу

На самолете 05-1 выполнялись контроль-

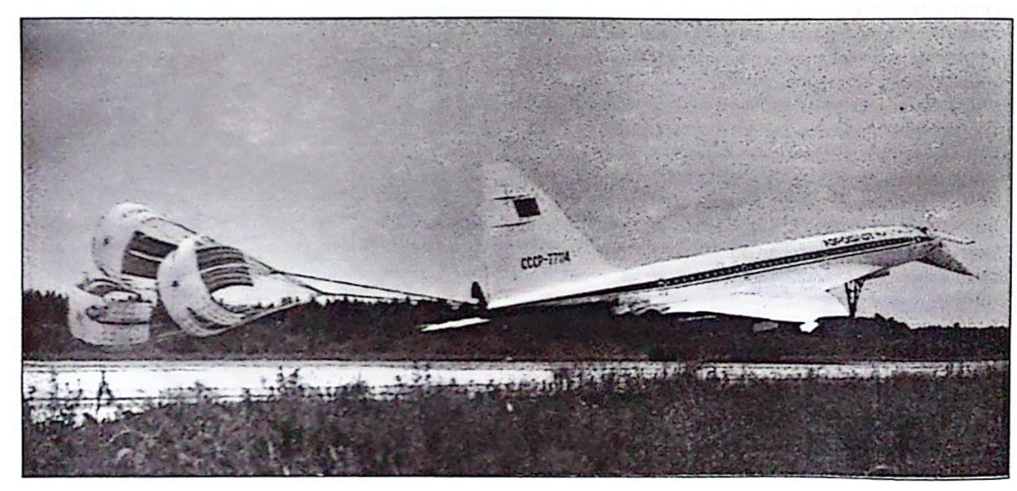


Летчики ЖЛИиДБ и руководители работ (Б.Ганцевский, А.Туполев, В.Уткин, П.Колесов, Ю.Селиверстов, В.Борисов, С.Агапов, В. Трошин)

ные испытания, и самолет предъявлялся как комплексный объект для установления характеристик типовой конструкции. В основном на самолете выполнялись типовые полеты с выходом на предельную скорость (до M=2,35), оценивалась устойчивость и управляемость при предельно допустимых центровках, проводилась контрольная оценка взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), выполнялись полеты на дальность.

В процессе проведения испытаний на самолетах было выполнено:

№№ самолетов	Полетов		Часов		
	по плану	фактически	по плану	фактически	M>1
77101(01-1)	220	231	330	339	56
77103(02-1)	220	250	330	313	59
77104(02-2)	220	265	330	431	95
77108(04-2)	120	50	240	68	6
77107(05-1)	150	180	250	357	135
ВСЕГО	930	976	1480	1509	350



Самолет в посадочной конфигурации

В акте по результатам государственных испытаний было отмечено: «При создании первого отечественного сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 решен большой комплекс принципиально новых сложных инженерных задач, найден ряд оригинальных и прогрессивных конструкторских и технических решений, приобретен опыт испытаний и доводки сверхзвуковых пассажирских самолетов».

16. Эксплуатационные испытания самолета Ту-144

Эксплуатационные испытания самолета Ту-144 проводились в два этапа. Первый этап эксплуатационных испытаний — «эксплуатационные полеты» (до завершения государственных испытаний самолета Ту-144) — был начат 26 декабря 1975 года на основании совместного решения от 10 декабря 1975 года МАП—МГА «О начале и порядке проведения эксплуатационных полетов на самолетах Ту-144».

Эксплуатационные полеты выполнялись по трассе Москва–Алма-Ата. Полеты выполнялись с целью накопления статистических материалов по условиям эксплуатации, тренировки летного состава МГА, оценки совместимости самолета и средств УВД. Одновременно в практических работах проверялась готовность всех служб к выполнению нормальной эксплуатации.

Полеты выполнялись раз в неделю с загрузкой самолета почтой и грузами. На борту также находилось до 10 человек обслуживающего персонала. В основном все полеты были выполнены на одном самолете № 77106 (04-1).

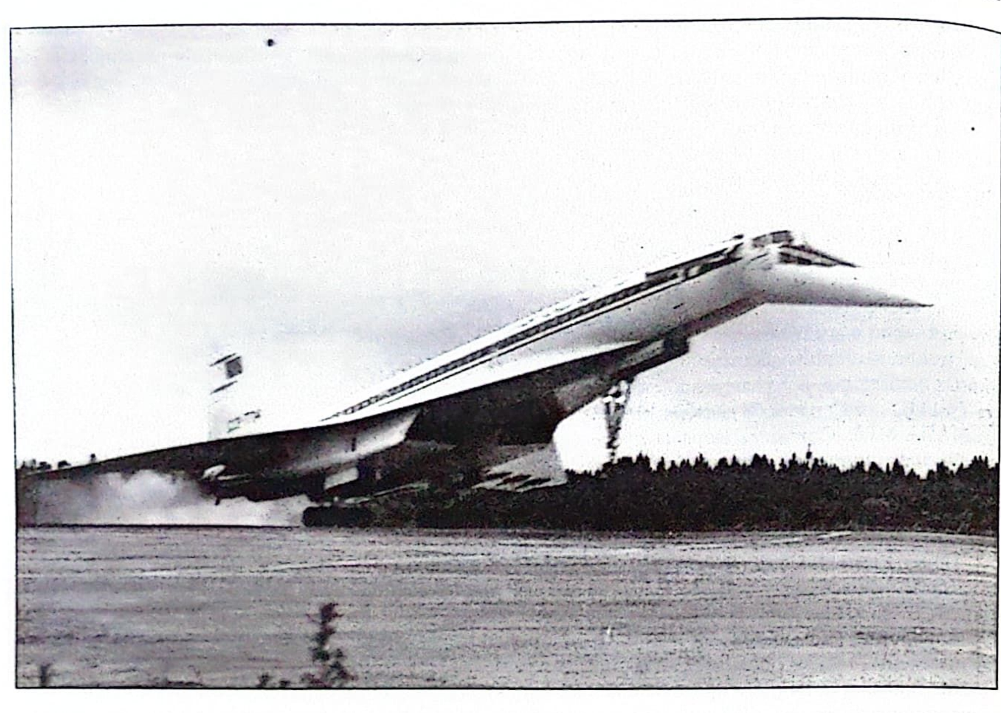
Аэропорты «Домодедово» и «Алма-Ата» были оборудованы специальными средствами. На них были выделены стоянки с полным комплектом наземного оборудования. Обслуживание выполняли технические экипажи ЖЛИиДБ и проходившие стажировку технические работники аэропортов. Была обеспечена хорошая связь с ОКБ Туполева и организовано дежурство конструкторской и производственной группы для оперативного решения возникающих технических вопросов.

Все полеты осуществлялись совместными экипажами промышленности и гражданской авиации. Установленным порядком были назначены экипажи, которые провели наземные и летные тренировки. В состав экипажей входили: летчики-испытатели С.Т. Агапов, И.К. Ведерников, В.Д. Попов, М.С. Кузнецов, бортинженеры А.В. Тарарухин, Ю.Т. Селиверстов, В.Л. Венедиктов, А.С. Троепольский, штурманы В.А. Трошин, Н.И. Толмачев. Руководство полетами осуществляли ведущие инженеры В.М. Кулеш, И.С. Майборода, В.А. Исаев, С.П. Авакимов, Е.А. Федулов, М.В. Панкевич.

Первый эксплуатационный полет по трассе Москва–Алма-Ата–Москва выполнил экипаж в составе: командир корабля И.К. Ведерников, второй пилот В.Д. Попов, бортинженер А.В.Тарарухин, дублер бортинженера В.Л. Венедиктов, штурман В.А. Трошин. Техническое руководство полетом на борту осуществляли ведущие инженеры И.С. Майборода и С.П. Авакимов. Уже в первом полете на борту находились корреспонденты В.В. Беликов («Известия»), Б.А. Корзин (ТАСС), В.Р. Михайленко (Всесоюзное радио), Р.Р. Кармен (Центральное телевидение) и В.В. Зайцев (г. Свердловск). Эмоциональные и интересные репортажи этих корреспондентов уже на следующий день были во всех газетах, звучали на радио и транслировались по телевизионным каналам. Общественная поддержка помогала поддерживать хорошее рабочее настроение всем участникам испытаний.

Полеты выполнялись регулярно каждую среду с вылетом из Домодедова в 8 часов 30 минут утра и обратным вылетом из Алма-Аты в 14 часов с очень высокой регулярностью. На заключительном этапе полеты выполнялись на двух самолетах — к полетам был подключен самолет № 77108 (05-2).

За короткий период времени в строгом соответствии с программой было выполнено 395 полетов с общим налетом 739 часов, в том числе более 430 часов на сверхзвуковых режимах.



Первый эксплуатационный рейс

На втором этапе эксплуатационных испытаний в соответствии с совместным приказом министров авиационной промышленности и гражданской авиации от 13 сентября 1977 года № 149-223 происходило более активное подключение средств и служб гражданской авиации. Была образована новая комиссия по проведению испытаний, которую возглавил заместитель министра гражданской авиации Б.Д. Грубий. Решением комиссии, затем подтвержденным совместным приказом от 30 сентября – 5 октября 1977 года, были назначены экипажи для проведения эксплуатационных испытаний:

Первый экипаж: летчики Б.Ф. Кузнецов (Московское транспортное управление ГА), С.Т. Агапов (ЖЛИиДБ), штурман С.П. Храмов (МТУ ГА), бортинженеры Ю.Н. Аваев (МТУ ГА), Ю.Т. Селиверстов (ЖЛИиДБ), ведущий инженер С.П. Авакимов (ЖЛИиДБ).

Второй экипаж: летчики В.П. Воронин (МГУ ГА), И.К. Ведерников (ЖЛИиДБ), штурман А.А. Сенюк (МТУ ГА), бортинженеры Е.А. Требунцов (МТУ ГА) и В.В. Соломатин (ЖЛИиДБ), ведущий инженер В.В. Исаев (ГосНИИГА).

Третий экипаж: летчики М.С. Кузнецов (ГосНИИГА), Г.В. Воронченко (ЖЛИиДБ), штурман В.В. Вязигин (ГосНИИГА), бортинженеры М.П. Исаев (МТУ ГА), В.В. Соломатин (ЖЛИиДБ), ведущий инженер В.Н. Поклад (ЖЛИиДБ).

Четвертый экипаж: летчики Н.И. Юрсков (ГосНИИГА), В.А. Севанькаев (ЖЛИиДБ), штурман Ю.А. Васильев (ГосНИИГА), бортинженер В.Л. Венедиктов (ГосНИИГА), ведущий инженер И.С. Майборода (ГосНИИГА).

До начала испытаний была проведена большая работа по рассмотрению всех полученных материалов с целью использования их «для зачета» выполнения конкретных требований. Однако, несмотря на

это, отдельные специалисты гражданской авиации настаивали на выполнении «Программы эксплуатационных испытаний самолета Ту-144», разработанной в ГосНИИГА еще в 1975 году под руководством ведущего инженера А.М. Тетерюкова. Эта программа требовала, по сути, повторения уже ранее выполненных полетов в объеме 750 полетов (1200 летных часов) на трассах МГА.



Наземное обслуживание самолета

К сожалению, возможно устав от бесконечных споров, эту программу утвердил главный конструктор самолета Б.А. Ганцевский. Воспользовавшись его подписью, специалисты МГА срочно утвердили про-



Эти люди более 20 лет обслуживали самолеты Ту-144 (технический экипаж)



Самолет Ту-144 в Киеве

грамму в первоначальном виде у заместителей министра авиационной промышленности В.А. Казакова и гражданской авиации И.С. Разумовского 19 августа 1976 года. Однако ресурсов на выполнение этой гигантской работы уже не было.

Это заставило стороны совместно с Госавиарегистром СССР изменить подход и перейти от оценки выполнения технических требований МГА (как Заказчика) на оценку выполнения требований норм летной годности (ВНЛГСС) как государственных требований к уровню безопасности полетов. Было показано, что в этом случае объем эксплуатационных испытаний составит 50 полетов с налетом 96 часов. Отметим, что архаичная система проведения эксплуатационных испытаний нигде в мире не проводится, и после завершения доказательства соответствия нормам летной годности самолет допускается ко всем видам полетам.

На основании подготовленных материалов Госкомиссия пересмотрела ранее принятые решения, и 19 августа 1977 года было выпущено новое решение 004-20-77 «О порядке выполнения программы эксплуатационных испытаний самолетов Ту-144 на трассах МГА в рейсовых условиях. 23 сентября был утвержден план выполнения эксплуатационных полетов. Планом предусматривалось выполнить 12 парных рейсов по трассе Москва–Алма-Ата, 2 технических рейса с пассажирами и 14 эксплуатационных полетов по кольцевому маршруту Домодедово–Актюбинск–Домодедово, эквивалентному по дальности маршруту Москва–Алма-Ата.

24 сентября 1977 года был выполнен первый полет по утвержденной программе, которая была полностью завершена 23 октября 1977 года. Было выполнено 50 полетов с общим налетом 96 часов, из них 46 часов на сверхзвуковых режимах.

Общий объем эксплуатационных полетов и испытаний по обоим этапам составил 445 полетов с налетом 835 часов, из них 475 часов на сверхзвуковых режимах. Выполнено 128 парных рейсов на маршруте Москва–Алма-Ата.



Вручение первого отечественного сертификата летной годности

Заключительный этап испытаний не был напряженным с технической точки зрения. Ритмичная работа по расписанию обеспечивалась без серьезных сбоев и крупных дефектов. Инженерный и технический составы «развлекались», проводя оценки бытового оборудования, готовясь к пассажирским перевозкам. Подключенные к испытаниям стюардессы и соответствующие специалисты ГосНИИГА стали проводить наземные тренировки для отработки технологии обслуживания пассажиров в полете. Были проведены т.н. «розыгрыши» и два технических рейса с пассажирами. «Розыгрыш» был проведен 16 октября 1977 с полным моделированием цикла регистрации билетов, оформления багажа, посадки пассажиров, полета реальной продолжительности, высадки пассажиров, оформления багажа в аэропорту назначения. От «пассажиров» (лучших работников ОКБ, ЖЛИиДБ, ГосНИИГА и других организаций) отбою не было. Рацион питания в «полете» был на высшем уровне, поскольку утверждался по меню первого класса, все получили большое удовольствие. «Розыгрыш» позволил уточнить многие важные элементы и детали обслуживания пассажиров. 20 и 21 октября 1977 года были выполнены два технических рейса по трассе Москва–Алма-Ата с пассажирами. В качестве первых пассажиров выступали работники многих организаций, которые принимали непосредственное участие в создании и испытаниях самолета Ту-144. Сегодня даже трудно представить атмосферу на борту самолета: там царило чувство радости и гордости, большая надежда на развитие на фоне первоклассного обслуживания, к которому технические люди абсолютно не приучены. В первых полетах на борту самолета были все руководители головных институтов и организаций.

Технические рейсы прошли без серьезных замечаний и показали полную готовность самолета Ту-144 и всех наземных служб к регулярным перевозкам.

25 октября 1977 года министром гражданской авиации СССР Б.П. Бугаевым и министром авиационной промышленности СССР В.А. Казаковым был утвержден основной документ: «Акт по результатам эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 с двигателями НК-144» с положительным заключением и выводами.

На основании представлённых таблиц соответствия самолета Ту-144 требованиям Временных норм летной годности гражданских самолетов СССР, полного объема представленной доказательной документации, включающей акты по государственным и эксплуатационным испытаниям, 29 октября 1977 года председатель Госавиарегистра СССР И.К. Мулкиджанов утвердил заключение и подписал первый в СССР сертификат летной годности типа № 03-144 на самолет Ту-144 с двигателями НК-144А.

Дорога для пассажирских перевозок была открыта.

17. Пассажирские перевозки на самолете Ту-144

После завершения государственных и эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 и оформления сертификата летной годности типа были начаты регулярные пассажирские перевозки (совместный приказ министров авиационной промышленности и гражданской авиации № 173-269 от 31 октября 1977 года). Были установлены следующие условия для выполнения регулярных перевозок:

- полеты выполнять совместными экипажами МГА—МАП;
- полеты выполнять днем при метеоминимуме 100×1200 м;
- коэффициент сцепления на ВПП > 0,3. Состояние ВПП — сухая и влажная;
- техническое обслуживание самолетов инженерно-техническим составом МАП с участием специалистов МГА;
- эксплуатация самолета осуществляется по документации Генерального конструктора.

Самолеты не передавались на баланс эксплуатирующих организаций МГА, а находились в собственности Министерства авиационной промышленности.

Базовыми экипажами для начала пассажирских перевозок были назначены:

экипаж № 1: летчики Б.Ф. Кузнецов (МТУ ГА), С.Т. Агапов (ЖЛИиДБ), штурман С.П. Храмов (МТУ ГА), бортинженеры Ю.Н. Аваев (МТУ ГА) и В.В. Соломатин (ЖЛИиДБ),

экипаж № 2: летчики В.П. Воронин (МТУ ГА), И.К. Ведерников (ЖЛИиДБ), штурман А.А. Сенюк (МТУ ГА), бортинженеры Е.А. Требунцов (МТУ ГА) и Ю.Т.Селиверстов (ЖЛИиДБ).

В процессе перевозок были дополнительно введены и подключены к работам специалисты МГА летчики А.А. Ларин, Н.И. Юрсков, штурманы И.Ф. Рябцев, И. Вязигин, бортинженер М.П. Исаев.

Учитывая роль и значение Минавиапрома в организации работ, министр авиационной промышленности своим приказом ввел в действие «Схему организации работ по эксплуатации самолетов Ту-144», в соответствии с которой были утверждены руководители и ответственные исполнители по всем системам и самолету в целом. Был утвержден поименный состав технических бригад и схема их оповещения.

Пассажирские перевозки выполнялись на двух самолетах (бортовые номера 77109 и 77110). До начала перевозок были проведены мероприятия по устранению недостатков, выявленных на всех видах испытаний.

Несмотря на официальную позицию руководства МГА, которая отчетливо видна в приведенных выше документах, ведущие специалисты и рядовые работники самого министерства оказывали всестороннюю помощь проекту Ту-144. Заместитель министра И.С. Разумовский, председатель Госавиарегистра СССР И.К. Мулкиджанов, его заместитель Р.А. Теймуразов, работники управлений Л.В. Петрянов, В.З Рагозин, заместитель главного инженера МТУ ГА А.А. Емцов, начальник АТБ аэропорта «Домодедово» Н.А. Небося, главный инженер АТБ аэропорта «Алма-Ата» Р.А. Иофис вкладывали весь свой опыт и профессионализм в совместную работу, находя оптимальные решения многочисленных вопросов по Ту-144 оперативно и, главное, с открытой душою.

В расписании аэропорта «Домодедово» появились две новые строки:

«Рейс № 499 — Москва–Алма-Ата, вылет 8 часов 30 минут».

«Рейс № 500 — Алма-Ата–Москва, вылет 14 часов».

Пассажирские рейсы самолета выполнялись один раз в неделю. Стоимость билета составляла 68 рублей (на дозвуковом самолете 48 рублей). Несмотря на это, рейсы пользовались большой популярностью,



Первый командир пассажирского самолета Б. Кузнецов докладывает Б. Бугаеву о готовности к первому рейсу



Встреча на аэродроме

и билеты на Ту-144 быстро вошли в разряд дефицита.

На 1 ноября 1977 года был назначен первый рейс. Все службы выполнили свои задачи точно в срок. Приехали министры Б.П. Бугаев, П.В. Дементьев, Генеральный конструктор А.А. Туполев, руководители предприятий. Без серьезных проблем прошла посадка пассажиров, которые по новому эскалаторному трапу в точном соответствии с расписанием вошли на борт. Командир корабля Б. Кузнецов доложил министрам о готовности экипажа и самолета и после теплого напутствия поднялся на борт самолета. Закрылись двери, и была дана команда откатить трап от самолета. Но не тут-то было. Сели аккумуляторные батареи «сверхнового» посадочного трапа. Оставшейся мощности не хватало на подъем аутригеров (опор), и трап мертво стоял у самолета. Началась легкая паника среди руководителей аэропорта «Домодедово» и «подначки» со стороны зрителей. По счастью, рядом работал колесный трактор, который под руководством большого количества начальства, при помощи троса с шумом и скрежетом оттащил трап на безопасное расстояние. Отметим, что было изготовлено всего два экземпляра таких трапов —для аэропорта «Домодедово» и аэропорта «Алма-Ата». Он имел эскалатор для подъема пассажиров, крышу, специальное освещение. Но специалисты забыли, что электропитание всех систем ведется от аккумуляторной батареи, и, постоянно демонстрируя разному начальству «чудо-технику», полностью разрядили батареи. Разъяренное руководство МАП « в сердцах» приказало: «выбросить эти трапы (было указано место) так, чтобы они никогда не появлялись у самолета Ту-144». Чтобы не возвращаться к этой печальной, но такой типичной для нас истории «генеральского эффекта», укажем, что трапы были доработаны, были установлены новые, более мощные аккумуляторы, проведены другие мероприятия, но они не пошли в серийное производство и действительно больше никогда не появились у самолета Ту-144. В эксплуатации использовали более простые трапы, и пассажирам приходилось довольно высоко (около 4,5 м) подниматься, для того чтобы войти в самолет.

Из-за этого происшествия 1 ноября 1977 года самолет Ту-144 вылетел в свой первый пассажирский рейс с опозданием на 30 минут в 9 часов 03 минуты и в 11 часов 03 минут совершил посадку в аэропорту «Алма-Ата», перевезя 80 пассажиров. В обратный рейс самолет Ту-144 вылетел из Алма-Аты в 13 часов 28 минут и точно по расписанию в 15 часов 31 минуту совершил посадку в Москве.

Конечно, это было большим событием и большим праздником для всех, кто участвовал в работах по самолету. Верилось, что завершен большой этап труднейшего пути. И люди, которые работали над проектом с огромным энтузиазмом, и днем и ночью, в субботние и воскресные дни, с полной отдачей радо-


В салоне самолета

вались и верили в будущее. Все были частью большого дела, а это так важно для человека. Полеты на Ту-144 стали также развлечением и большим праздником для пассажиров, которые с удовольствием стали летать на этом самолете.

В канун Нового, 1978 года большая группа специалистов промышленности и гражданской авиации была поощрена за успешную работу по внедрению в эксплуатацию первого советского сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.

Началась новая страница в жизни проекта — регулярная эксплуатация самолета.

Уже 17 февраля 1978 года состоялась совместная летно-техническая конференция. Общая оценка самолета была положительна, но требования выставлялись высокие, и замечаний было много. По результатам конференции были разработаны мероприятия по улучшению эксплуатационных характеристик самолета. Вырабатывались планы расширения географии эксплуатации самолетов Ту-144, увеличения частоты рейсов в летний период эксплутации. К сожалению, этим радужным мечтам не суждено было сбыться.

До мая 1978 года полеты выполнялись строго по расписанию и постепенно превратились в обычную работу. 23 мая 1978 года на самолете Ту-144Д, заводской номер 06-2, происходит тяжелое летное происшествие — в результате пожара в воздухе и вынужденной посадки вне аэродрома самолет получил множественные повреждения и сгорел на земле. Погибли два члена экипажа.

Несмотря на то что с самого начала расследования происшествия с самолетом Ту-144Д стало ясно, что причины происшествия связаны с изменениями конструкции топливной системы и не относятся к самолетам Ту-144 с двигателями НК-144, комиссией из технических представителей, обеспечивающих эксплуатацию самолета Ту-144 на трассах МГА, был проведен тщательный осмотр всех зон с наземной проверкой самолетных и двигательных систем. Осмотр не выявил сколько-нибудь существенных отклонений от типовой конструкции, а также повреждений в указанных системах. Были оформлены акты, подписанные всеми участниками. Акты были доложены Генеральному конструктору А.А. Туполеву и были им утверждены. Но 29 мая 1978 года руководство МГА потребовало оформления специального решения о продолжении эксплуатации. И хотя это решение было оформлено, очередного и последующих рейсов не состоялось. Это самая трагичная страница в истории самолета Ту-144.

Мы рассмотрим ее подробнее в воспоминаниях заместителя Главного конструктора, ответственного за эксплуатацию самолетов Ту-144, Ю.Н. Попова:

«Решение «О продолжении эксплуатации самолетов Ту-144 № 05-2 и 06-1 с двигателями НК-144» было подписано Генеральным конструктором и руководством МАП. Вечером А.А. Туполев и я поехали в МГА для утверждения этого решения к заместителю министра гражданской авиации, ответственного за эксплуатацию, — Ю.Г. Мамсурову. Ехали с тяжелым чувством. Всем было известно, что Ю.Г. Мамсуров и министр гражданской авиации Б.П. Бугаев были отрицательно настроены по отношению к самолету Ту-144. Они сделали достаточно много, чтобы сначала активно препятствовать, а затем и прекратить эксплуатацию самолетов. Ю.Г. Мамсуров на совещаниях и в докладных записках почти всегда отрицательно отзывался о самолете и работе Генерального конструктора. Разговор на этот раз был очень тяжелым и долгим, но все-таки нам удалось убедить Ю.Г. Мамсурова. Может быть, поэтому (а может быть, и по другим причинам), он подписал решение о продолжении эксплуатации. Выйдя из кабинета, мы поздравили друг друга с подписанием решения и примерно в 22 часа 29 мая 1978 года разъехались по домам. 30 мая должен был состояться очередной рейс, и я, как обычно, в 7 часов 30 минут подъехал на техническую стоянку самолета Ту-144. Я удивился отсутствию той деловой суеты, связанной с подготовкой са-

молета к вылету. Ко мне подошел заместитель руководителя технической бригады В.А. Горцепаев и доложил, что в 7 утра ему позвонил А.А. Туполев и дал указание отменить очередной рейс Ту-144 на Алма-Ату. Он, Горцепаев, передал это указание руководству аэропорта «Домодедово», и сейчас готовят самолет ИЛ-62 для отправки пассажиров. Я не мог понять, что произошло за эти 9 часов. Какие события, мысли, советы заставили А.А. Туполева изменить уже принятое решение о продолжении эксплуатации. Когда мне удалось связаться с А.А. Туполевым по телефону, то в ответ на мои вопросы я получил лаконичный ответ: «Так надо!» Для меня это решение Генерального конструктора до сих пор остается тайной. Но в этот же день А.А. Туполевым был утвержден и передан мне на исполнение «Дополнительный план по топливной системе самолетов № 05-2 и 06-1». Может быть, эти два события были связаны.

Так или иначе, отмена этого рейса привела к прекращению эксплуатации самолетов Ту-144 на трассах МГА.

Нерешительность Генерального конструктора развязала руки недругам самолета. Уже прошла пора, когда государственные интересы были важнее личного положения. Стал формироваться тот стиль, который затем погубил СССР, — никого не снимали за то, что не принималось никаких решений, но зато сильно били за инициативу. Руководители МГА после отмены рейсов вздохнули с облегчением — они никак не были заинтересованы в том, чтобы внедрять новую технику, а теперь можно было и не заниматься сверхзвуковой авиацией, требующей постоянного внимания, развития служб и техники, определенных затрат. Осталось только выдумать причины. И это было мгновенно сделано. Ю.Г. Мамсуров утверждал, что самолет ненадежен. Но это не подтверждалось статистикой отказов и опытом эксплуатации. При регулярных полетах самолетов Ту-144 не было отказов, снижающих безопасность полетов. Другие вдруг внезапно вспомнили об экономике самолета. Но эксплуатационные показатели самолета Ту-144 были известны более 4 лет, и при развернутой эксплуатации можно было обеспечить безубыточную эксплуатацию и без учета затрат на проектирование (именно так поступили правительства Великобритании и Франции по самолету «Конкорд»). Далее началась политическая борьба между МГА и МАП, причем целями этой борьбы стало одно — как не оказаться виноватым в неисполнении правительственных решений.

Приказом министра авиационной промышленности от 24 августа 1978 года № 329 Генеральному конструктору было поручено подготовить и согласовать решение « О порядке возобновления эксплуатации самолета Ту-144 на трассе Москва–Алма-Ата». Затем были утверждены новые мероприятия по выполнению


Участники полета со специалистами ОКБ и МГА

«Рекомендаций комиссии по происшествию на самолете Ту-144Д № 06-2». С 17 октября 1978 года до 17 марта 1979 года готовится новое решение МАП–МГА–ВВС «О порядке доработок самолетов Ту-144 № 05-2 и 06-1 в обеспечение их дальнейшей эксплуатации».

Самолеты Ту-144 № 05-2 и 06-1 до сентября 1978 года находились в законсервированном виде в Домодедове. В начале октября их перегоняют в Жуковский и на производственной базе ЖЛИиДБ производят доработку самолетов. В марте 1979 года доработанные самолеты были испытаны по программе приемо-сдаточных полетов.

Но возобновления полетов не последовало. Был придуман новый аргумент: «Давайте сосредоточим все усилия на самолете Ту-144Д с двигателями РД-36-51А. Этот самолет обладает значительно более высокими характеристиками, и мы начнем внедрять более совершенный вариант самолета».

Одновременно была организована кампания по дискредитации самолета Ту-144. Мелкие выступления завершились в 1980 году справкой-докладом, которую министр гражданской авиации Б.П. Бугаев направил в Правительство СССР «О ходе эксплуатации самолетов Ту-144». Если учесть, что МГА остановило эксплуатацию самолетов с мая 1978 года, то направленность доклада была абсолютно ясна. В этом обширном документе был собран весь негативный материал на самолет Ту-144. Одновременно делался общий вывод, заключавшийся в том, что, несмотря на все старания МГА, самолет небезопасен, а по сравнению с дозвуковыми самолетами неэкономичен. Несколько месяцев комиссия ВПК рассматривала доклад, отрывая от дел многих специалистов МАП и МГА. Было доказано, что основные положения доклада несостоятельны.

Вопрос о продолжении эксплуатации самолетов Ту-144 с двигателями НК-144 был поставлен на повестку еще раз в конце 1980 года. Была достигнута договоренность о возобновлении эксплуатации самолетов на трассе Москва–Новосибирск–Москва. Снова были подписаны организующие документы. Были проведены необходимые работы по подготовке аэропортов «Домодедово» (Москва) и «Толмачево» (Новосибирск), а также запасных аэродромов и эксплуатации Ту-144. Осталось выполнить 17 февраля 1981 года технический рейс и начать пассажирские перевозки.

Для этого нужно было утвердить у министра гражданской авиации Б.П. Бугаева пакет согласованных документов, включая приказ двух министров о начале пассажирских перевозок. После длительного рассмотрения документы подписаны не были.

Вновь МГА выдвинуло аргументы: «сейчас нецелесообразно начинать эксплуатацию самолетов Ту-144 с неэкономичными двигателями НК-144А. Можно быстро закончить государственные испытания самолета Ту-144Д с двигателями РД-36-51А (главный конструктор П.А. Колесов) и начать эксплуатацию. Будем иметь более экономичный самолет». Эта ошибочная концепция была поддержана Генеральным конструктором и Минавиапромом. Было оформлено соответствующее решение, которым реально была поставлена последняя точка в программе самолетов Ту-144 с двигателями НК-144А.

Многие даже из известных специалистов довольно часто задают риторический вопрос: как бы развивалась программа Ту-144, если бы все время ею руководил Андрей Николаевич Туполев? Организационные качества и талант А.Н. Туполева хорошо известны, и, часто путая и преднамеренно подменяя факты и даты, многие пытаются все недостатки и провалы в программе возложить на А.А. Туполева. Особенно этим отличаются прежние руководители МГА, которые ничего не сделали для внедрения самолета, зато всеми доступными средствами защищали свое кресло, особенно в острых ситуациях.

Нам бы очень не хотелось, чтобы работа по самолету Ту-144 выглядела как путь сплошных побед или одних поражений. Гигантская задача по внедрению сверхзвуковой авиации затронула тысячи предприятий, сотни тысяч людей, заставила резко изменить многие технологии, начать разработку новых материалов и агрегатов. Практически везде шло настоящее внедрение в непознанные области.

Андрей Николаевич Туполев руководил работами по самолету Ту-144 с 1963 года. Ни один крупный вопрос и ни одно решение по принципиальным вопросам программы не решались без его участия. В конце 1972 года он скончался. Вся ответственность была возложена на Алексея Андреевича Туполева и как на главного, и как на Генерального конструктора.

Несмотря на то что ход программы контролировался в ЦК КПСС, Совете Министров СССР, лично

министром авиационной промышленности П.В. Дементьевым, Генеральным конструктором А.Н. Туполевым, состояние программы в 1972 году уже было предельно сложным. Чрезвычайно медленно шли летные испытания. По состоянию на май 1973 года было выполнено чуть больше 150 полетов с общим налетом 320 часов. Самолеты месяцами простаивали без двигателей НК-144. Ресурс двигателей составлял всего 50 часов. Характеристики двигателей не соответствовали ТЗ.



А.Н.Туполев. 1972 год. Одна из последних фотографий

На стендах возникли проблемы совместной работы двигателя и воздухозаборника. Ресурс большинства агрегатов составлял не более 100 часов. Не были доведены автоматические режимы и практически на борту доводились НПК и АБСУ. На первых самолетах выявились неудовлетворительные характеристики резиновых профилей для дверей (двери «пели» в полете). Из-за быстрого вымывания ряда фракций быстро терял свои свойства герметик. В первых полетах стало ясно, что требуется полная переделка чертежей для выпуска самолетов в серийном варианте.

Кроме этого, ОКБ переживал очень сложный период, когда были допущены крупные стратегические ошибки на стыке свойств применяемых материалов.

Заказанные комплексы не имели полного набора заданых режимов. Плохо работала система топливоизмерения. Затянулась отработка на стендах новых систем типа ГП-16, гидравлической системы параметров по прочности и долговечности. Нагрузки, выданные на крыло серийного самолета, оказались неправильными и существенно заниженными. Летные испытания показали, что заложенная прочность крыла не обеспечивает эксплуатацию самолетов с максимальным взлетным весом и восприятие расчетных нагрузок. Для обеспечения нормальной эксплуатации было признано необходимым провести замену трех нижних и семи верхних панелей на каждой ОЧК, а также верхние панели СЧК. Пришлось усилить нижние пояса нервюр и раскосы на нескольких лонжеронах и нервюрах. На ХЧК пришлось установить накладные листы. Все дюралевые кронштейны были заменены на титановые.

Уже было принято решение об использовании на дальнем варианте самолета Ту-144Д, и практически все исполнители испытывали огромную перегрузку, так как фактически работа шла по двум самолетам — Ту-144 и Ту-144Д.

Напомним, что обеспечение начала пассажирских перевозок на сверхзвуковых пассажирских самолетах в IX пятилетке было задачей, поставленной XXIV съездом КПСС, и ход работ жестко контролировался. Указанные выше проблемы объективно отражали новизну и сложность задач, мало зависели от личностей, тем более что участие в таких программах в СССР действительно было очень важным для престижа организации и ее руководителей.

Так что дело было не в А.А. Туполеве. По нашему мнению, несмотря на известные ошибки и недостатки, А.А. Туполев сделал максимум возможного для программы Ту-144. После того как он стал Генеральным конструктором, в целом ему удалось локализовать проблемы по самолетам, достаточно четко распределить задачи и организационно завершить проектирование и испытания типовой конструкции. Как всякий Генеральный конструктор, он прошел через серьезные трудности и испытания. Безусловно, самой большой ошибкой стало его решение не продолжать пассажирские полеты на самолетах с двигателями Н.Д. Кузнецова после катастрофы самолета с двигателями П.А. Колесова. Но здесь сработало много факторов, и главный из них тот, что это решение ему пришлось принимать в одиночку. Все руководители МАП «отошли в сторонку», а руководители МГА активно травили Главного конструктора и его детище. Мы уверены, что ненормальные отношения с руководством МГА (Б.П. Бугаевым и Ю.Г. Мамсуровым) были главной причиной остановки программы Ту-144.

В это время военными были сделаны новые предложения о разработке нового стратегического бомбардировщика Ту-160 и выданы технические задания на перевооружение старых самолетов крылатыми ракетами. Это определило дальнейшее развитие ОКБ. Уже с 1974 года большинство специалистов, которые занимались Ту-144, получили задания по разработке систем самолета Ту-160.

18. Катастрофа самолета Ту-144Д № 77111 (06-2) 23.05.78

Самолет Ту-144Д с бортовым номером 77111 (заводской номер 06-2) был только что изготовлен Воронежским авиационным заводом и передан на заводские летные испытания 18 апреля 1978 года. До 23 мая 1978 года на нем были выполнено 5 полетов, общей продолжительностью около 10 часов.

23 мая смешанный испытательный экипаж МАП–МГА должен был выполнить второй контрольно-приемный полет. На борту самолета находились летчик-испытатель ГосНИИГА В.Д. Попов, второй пилот — летчик-испытатель ЖЛИиДБ Э.В. Елян, штурман-испытатель ГосНИИГА В.В. Вязигин, бортинженер-испытатель ЖЛИиДБ О.А. Николаев, бортинженер-испытатель ГосНИИГА В.Л. Венедиктов, ведущий инженер по испытаниям ЖЛИиДБ В.М. Кулеш, ведущий инженер по испытаниям ГосНИИГА В.А. Исаев, ведущий инженер по силовой установке В.Н. Столповский (ГосНИИГА).

После стандартных процедур наземной проверки систем самолета экипаж в 17 часов 30 минут произвел взлет. Полет происходил в соответствии с заданием с выходом на крейсерскую скорость M=2.

Одним из последних пунктов программы была проверка запуска ВСУ, для чего самолет снизился до высоты 3000 м, установленная скорость — 480 км/ч. В это время была зафиксирована разница в показаниях количества топлива по РТ-32 и СУИТ в количестве 4,7 т, что могло свидетельствовать о возможной течи топлива. Однако экипаж не придал данному факту должного значения. Была дана команда на запуск ВСУ (18.45). Самолет в это время летел курсом в ЗИП (зона испытательных полетов). До этого момента замечаний по работе материальной части самолета у экипажа не было.

ВСУ по сигналу «запуск» не запустилось. Была увеличена скорость полета до 500 км/ч. И тут у летчиков сработало табло «Пожар» и речевой информатор РИ-65 выдал команду «Проверь пожар!».

Бортинженер О.Николаев доложил, что обнаружен пожар в мотогондоле 3-й силовой установки и что он выключил двигатель, а затем включил 2-ю и 3-ю очереди пожаротушения. В это время командир В.Д. Попов дает команду и выполняет разворот на точку (аэродром).

После разворота на 180 градусов бортинженер Николаев доложил, что выключил двигатель № 4. Командир перешел на управление двигателями 1 и 3, дал команду держать курс самолета на дальний привод, доложил земле, что идет на двух двигателях, просил обеспечить посадку с прямой и приготовить противопожарные средства.

В кабину экипажа начал поступать сгущающийся черный дым. Бортинженер Николаев доложил, что отказал еще один двигатель. Интенсивность поступления дыма в кабину резко возросла.

Долететь до аэродрома в такой ситуации было невозможно, и командир экипажа принял решение сажать самолет на поле, что и было выполнено. Все события произошли в течение 6 минут.

После приземления через форточку кабины экипажа покинули самолет командир экипажа В.Д. Попов, второй пилот Э.В. Елян и штурман В.В. Вязигин. Находившиеся в салоне инженеры В.М. Кулеш, В.А. Исаев, В.Н. Столповский покинули самолет через переднюю входную дверь. Все оставшиеся в живых члены экипажа получили небольшие травмы и ушибы.

Бортинженеры О.А. Николаев и В.Л. Венедиктов оказались зажатыми на рабочем месте деформировавшимися при посадке конструкциями и не смогли покинуть самолет.

После покидания экипажем самолет продолжал интенсивно гореть.

Вот как рассказывали члены экипажа об этих трагических событиях практически сразу после эвакуации с места происшествия. Расшифровка дается без купюр и изменений.

В.Д. Попов: «Заняли 3000 м и приступили к запускам ВСУ по программе. Скорость 480. Бортинженер доложил, что ВСУ не запустилась. ВСУ отключили. Увеличил скорость до 500. Пракически на первой минуте после отключения ВСУ команда «Проверь пожар!» от РИ. Увидел по сигнализации пожар на ВСУ и пожар одного двигателя. Услышал команду «включай третью» (имеется в виду ручная очередь пожаротушения. — *Прим. авт.*).

После отказа первого двигателя я принял решение и дал команду на опускание носового обтекателя на 17 градусов. Носовой обтекатель опустился нормально. Кабина продолжала заполняться черным дымом. Елян и я сняли форточки со стопоров. Ближе к земле я стал боятся «хлыста» при посадке с большим углом и перегорания гидросистем. Посадочный курс был 240. Леса слева от меня не было. Услышал, как справа царапнули по деревьям. Когда подошли к земле, опасаясь «хлыста», я выровнял самолет на высоте 3–5 метров, и он шел параллельно земле. Так и произошло касание. При этом я упирался в педали и держал штурвал на себя. Самолет опускал нос и коснулся им земли. Раздался треск. После остановки самолета открыли форточки. Первый отвязался штурман, затем я. Но так как штурман был сзади меня, то я выбрался первым и затем помог выбраться штурману. Кабина в это время была заполнена черным дымом. Самолет снаружи ярко горел. Не обнаружили Николаева. Тогда я и Кулеш заглянули в кабину. Из-за пожара попасть в самолет можно было только через нос. По болоту прополз самолет метров 500–600. Видел первый двигатель около 100 метров от места остановки, а другой дальше. Перегрузки при касании и движении на земле были больше по оси У, чем по оси X. Не сгорела только носовая часть. Но на землю самолет пришел полностью. Кулеш, Стомповский и Исаев покинули самолет через дверь. Елян через правую форточку…»

В.М. Кулеш: «По моим впечатлениям, сразу после доклада бортинженера «ВСУ не вышел» (по заявлению Столповского ВСУ выключили при нарастании температуры до 600°С, сработал РИ «Проверь пожар!», и под полом сработал клапан пожарной системы (*автоматически*). Практически сразу из системы кондиционирования пошел черный дым. Была команда «Закрой кондиционирование», но была ли она выполнена, не знаю. Побежал вперед в кабину экипажа помочь. Увидел три горящие красные лампочки секторов (*сигнал остановки двигателей!*). РИ закричал: «Борт питается от аккумуляторов». Летчики приняли решение садиться. Быстро вернулся во второй салон. Привязаться уже не успевал, сел «враспор» между пассажирскими креслами. Посадка была мягкой — мягче, чем на «раменскую» полосу. Покинул самолет через переднюю пассажирскую дверь. Обнаружив отсутствие бортинженеров, вернулся в самолет через форточку и увидел Николаева, прижатого блоками и вырванным креслом. Освободить его не смог. Он не шевелился.

На земле машина прошла примерно километр. Нашел три двигателя. Очевидцы говорили, что самолет горел в воздухе и пожар быстро увеличивался.

Бортинженер выключил третий двигатель, закрыл от него отбор. Помпажа не слышал…»

Отметим, что после возникновения аварийной, а потом и катастрофической ситуации члены экипажа действовали безукоризненно, проявив свои высокие профессиональные качества и настоящий героизм.

Само происшествие серьезно подействовало на обстановку в коллективе и вокруг самолета. Еще не была забыта катастрофа в Париже, и поэтому гибель бортинженеров Олега Алексеевича Николаева и Вячеслава Леонидовича Венедиктова, опытных специалистов высочайшего класса, красивых и преданных авиации людей, воспринималась очень тяжело. По испытательным меркам, они достигли мастерства (обоим было по 42 года), и нелепая случайность оборвала их жизни. К сожалению, опытная и такая нужная машина была потеряна.

Начались суровые будни борьбы за выживание программы — работа бесконечных комиссий, поиски виновных, столкновение мнений, часто очень далеких от самого дела.

Для детального исследования технических причин катастрофы ОКБ Туполева было вынуждено создать специальные стенды, в полном объеме моделирующие условия происшествия (ВСУ, системы дре-

нажа, часть самолетных монтажей по топливной системе). По результатам осмотра сохранившихся частей самолета и изучению записей бортовых самописцев было ясно, что источником пожара стал запуск ВСУ. Но нужно было выявить причины разрушения топливных трубопроводов и пути попадания топлива в зону ВСУ. Поиски причины разрушения заставили на стенд предварительных испытаний подсистем перекачки и подкачки топлива установить топливные системы самолета и двигателя (до форсунок) и провести регулярное моделирование условий работы. Длительные испытания позволили найти новую (для того времени) проблему —проблему усталостных разрушений топливных трубопроводов из-за собственных колебаний, созданных в системе внутренним течением топлива. Критические напряжения были найдены за дроссельной шайбой на стенке «кармана» для установки экспериментального датчика температуры. Источником напряжений стала пульсация топлива, которая резко отличалась по структуре и частоте от обычно рассматриваемых в топливных системах (до 1500 Гц вместо 100 Гц ожидаемых и рекомендуемых в литературе). На это наложились методы технологической очистки трубопроводов, которые проводились с применением неконтролируемой пульсации двухфазного потока. Расчеты показали, что технологические операции в таком режиме «съели» более 50% ресурса трубопровода. Возможно, на это также наложились значительные гидравлические удары в системе, в которой впервые использовалось относительно высокое давление. Проведенными доработками все указанные причины были ликвидированы полностью. Дополнительно в ОКБ были внедрены специальные методики и нормы прочности для топливных трубопроводов, учитывающие значительное возрастание роли усталостных напряжений. Конструктивно была успешно решена и проблема исключения гидравлических ударов, в том числе и для случаев закрытия баковых кранов. Напомним, что все эти проблемы в основном определялись новыми элементами топливной системы, которые были внедрены для силовой установки с двигателем РД-36-51А. Таких проблем на топливной системе самолета Ту-144 не было, и, как показали одновременно проведенные исследования, ресурс трубопроводов этого самолета (с двигателями НК-144) был равен ресурсу самолета.

Практически через три месяца причины катастрофы были абсолютно ясны. Ими стали:

· Появление течи топлива из-за усталостного разрушения топливного трубопровода в крыле в зоне СЧК, наиболее вероятно, из-за разрушения экспериментального патрубка для установки датчика температуры. Значительная утечка топлива (более 8000 кг), не замеченная экипажем.

· Вопрос реакции экипажа требует отдельного рассмотрения. Чрезвычайно легко после работы комиссии в 100 человек, проведения тщательных наземных экспериментов и расчетов обвинить членов экипажа. Это можно сделать и в нашем случае. Не оправдывая и не обвиняя своих товарищей, скажем, что в конкретном случае недобрую службу сослужило то, что на самолете выполнялись приемо-сдаточные полеты и экипаж знал, что тарировку топливной системы не проводили. Как следствие, члены экипажа не доверяли показаниям топливомеров, а расходомеры (которые определяют расход топлива в двигатели) работали нормально. Более того, в предыдущих полетах были отмечены значительные расхождения между показаниями топливомеров, расходомеров и фактическим количеством топлива, замеренным на земле. Произошла самая распространенная в летной практике и самая трагическая ошибка в этом полете — экипаж перестал доверять приборам. По расшифровке переговоров в кабине можно утверждать, что уже в полете, проводя расчеты для штурманского журнала, все члены экипажа отметили большую разницу по запасу топлива, определенную по разным приборам. Поскольку течь топлива была реальна, собиравшееся в отсеке СЧК топливо начало растекаться по смежным отсекам, один из которых был расположен над отсеком ВСУ. Значительное количество топлива попало через выхлопную трубу в газовоздушный тракт ВСУ и его отсек. Проверка условий запуска ВСУ являлась абсолютно независимым пунктом программы летных испытаний. Невыполнение его принципиально не меняло ситуации, но находящийся под «прессом начальства» экипаж, который успешно выполнил все предыдущие пункты программы, не захотел отложить работу при довольно явных признаках течи топлива. Отметим, что, несмотря на значительную течь топлива в течение не менее чем 30 минут, все системы самолета находились в работоспособном состоянии.

· Запуск ВСУ, который не прошел, вероятно, из-за избытка топлива и помпажа, привел к мгновенному загоранию всего топлива, которое уже распространилось по возможным зонам самолета. Последовательный сигнал о пожаре в разных силовых установках только свидетельствует о том, что все зоны самолета были охвачены пожаром. С этого времени конструкция самолета, правильность принятых конструкционных мер по пожаро- и взрывобезопасности были подвергнуты страшному испытанию на живучесть в реальных условиях нерасчетного объемного многозонного пожара. Нужно отметить, что конструкция самолета Ту-144Д и его систем эти испытания выдержали. В полном соответствии с требованиями норм летной годности были обеспечены условия для аварийного снижения, предпосадочного планирования и посадки самолета в предельно сложных аварийных условиях. Даже при мощнейшем пожаре на земле не было зафиксировано взрывов или нерасчетных разрушений. К сожалению, никто не мог предусмотреть, что на пути терпящего бедствие самолета окажутся препятствия, которые деформируют пилотскую кабину так, что упавшие этажерки с приборами и кресла смертельно травмируют бортинженеров О. Николаева и В.Венедиктова, которые не смогут покинуть самолет. Остальные члены экипажа вели себя в этой ситуации героически, проникая в горящий самолет и делая несколько попыток спасения своих товарищей.

Проведенные исследования и доказательства были настолько убедительны, что официальные выводы правительственной комиссии звучали без применения вероятностных причин (что встречается достаточно редко): «Течь топлива в зоне моторной гондолы, которая возникла предположительно в 18 часов 18 минут с расходом 220 кг/мин, которая продолжалась до конца полета. Общая потеря топлива оценивается примерно в 8000 кг. Образование течи топлива возникло, вероятно, вследствие потери герметичности соединительных элементов или топливных трубопроводов. Топливо стекало на низ крышки двигателей и в пространство между задними частями воздухозаборника. Запуск ВСУ инициировал возгорание паров топлива, что привело к пожару силовой установки и выходу из строя двигателей».

Далее следовал перечень мероприятий, который был полностью выполнен.

19. Заводские и государственные испытания самолетов Ту-144Д с двигателями РД-36-51А

Двигатель РД-36-51А (изделие «57» по заводской документации) был задан Рыбинскому конструкторскому бюро моторостроения (главный конструктор Петр Алексеевич Колесов) как альтернативный двигатель для сверхзвуковых самолетов следующего поколения решением ВПК от 22 октября 1967 года № 362. Уже 18 декабря 1968 года следующим решением ВПК было задано разработать вариант самолета Ту-144 с двигателями РД-36-51А.

В связи с этим было принято решение, для ускорения внедрения нового типа двигателя, переоборудовать один из строящихся на Воронежском заводе самолетов и установить на нем новые двигатели и необходимые системы. Пришлось спроектировать, изготовить и установить новые воздухозаборник, мотогондолу, противопожарную систему, полностью изменить в районе двигателей монтажи топливной, масляной, гидравлической систем, системы кондиционирования воздуха.

Самолет с бортовым номером 77105 (заводской номер 03-1) совершил первый полет 30 ноября 1974 года (командир экипажа — А.И. Вобликов, ведущий инженер М.В. Панкевич). Этим была начата программа заводских испытаний самолетов типа Ту-144Д с двигателями РД-36-51А.

Хотя основной задачей перехода на новые двигатели было существенное улучшение экономичности, на первых двигателях решить ее в полном объеме не удалось. Двигатели первых поставок имели очень малый



Первые пассажиры эксплуатационных рейсов самолета Ту-144Д (заместитель министра А.Болбот, Генеральный конструктор А.Туполев, главный конструктор П.Колесов, заместитель министра И.Разумовский

ресурс (50 час), использовалось дожигание (т.н. «малый форсаж»), расход топлива значительно превышал заданный. По мере проведения стендовых испытаний, внедрения конструктивных доработок, надежность двигателя и ресурс повышались, однако «зачетные» двигатели (образца госиспытаний) появились на самолете только в конце 1977 года. До этого все испытательные полеты выполнялись только в зоне испытательных полетов аэродрома. Одновременно было осуществлено несколько дальних перелетов по замкнутому маршруту, а также по трассе Москва–Хабаровск.

Результаты первых дальних полетов вселили неоправданный оптимизм и надежду на скорое завершение испытаний. Минавиапром и МГА директивно утвердили «План-график испытаний самолетов Ту-144Д с двигателями РД-36-51А» (П.В. Дементьев утвердил его 17.03.77 г., Б.П. Бугаев утвердил 24.03.77 г.), согласно которому:

1) в октябре 1978 года должны быть закончены государственные испытания на самолетах Ту-144Д № 03-1 и 06-2 (следующий серийный самолет);

2) в октябре 1978 года должны быть закончены эксплуатационные испытания на самолетах № 07-1 и 08-1;

3) в октябре 1978 года должны быть закончены стендовые испытания и установлен ресурс двигателя 300 летных часов;

4) в декабре 1978 года предписывалось начать пассажирские перевозки.

Однако техническое состояние проекта, и прежде всего уровень отработанности новых двигателей РД-36-51А, не позволял выполнить эти директивные указания. Возник целый ряд трудностей с доводкой двигателей, и первые двигатели «образца госиспытаний» были поставлены только в конце 1978 года.



Ту-144 в Хабаровске

Все попытки проводить испытания на недоведенных двигателях провалились, за 1977 год было выполнено только 18 полетов. Основной самолет, на котором планировалось завершить государственные испытания (заводской номер 06-2), потерпел катастрофу 23 мая 1978 года на заключительном этапе приемо-сдаточных испытаний.

Очередной серийный самолет Ту-144Д (заводской номер 07-1) был выпущен со значительным опозданием от заданных сроков. Потребовалось изменение конструкции для устранения недостатков, выявленных аварийной комиссией. Свой первый полет самолет 07-1 совершил 19 февраля 1979 года. Следующий серийный самолет (заводской номер 08-1) выполнил первый полет 2 октября 1979 года.



Ознакомление с метеопрогнозом по трассе полета Москва—Алма-Ата 26 декабря 1975 года

Кроме трудностей, связанных с внедрением на серийном заводе большого количества изменений в чертежи самолета и его систем, возникла также задержка в поставках двигателей Рыбинским производственным объединением моторостроения, из-за чего уже построенные самолеты простаивали. Трудности были те же. Потребовались значительные изменения в конструкции двигателя и его систем, которые были выявлены в процессе стендовой доводки и летных испытаний. Замкнулся обычный круг: «изменение конструкции — изменение документации — новые детали — повторные испытания». В условиях серийного производства такие изменения приводили к серьезным задержкам в поставках двигателей на самолеты.

Стало ясно, что первоначальный график полностью сорван и не может служить организующим инструментом. В конце 1978 года был разработан новый график, однако министры отказались его утверждать. План-график был подписан с обеих сторон заместителями министра А.В. Болботом и И.С. Разумовским и предусматривал начало пассажирских перевозок на самолетах Ту-144Д № 07-1 и 08-1 в мае 1980 года, с подключением к перевозкам самолета № 09-1 в октябре 1980 года.

Однако недопоставки двигателей РД-36-51А стали хроническими. Самолеты продолжали простаивать, и к концу 1980 года удалось выполнить только 110 полетов вместо 230 полетов по плану-графику:

	1979 год	1980 год	По плану
№ 07-1	54 пол/131 час	Нет	120 пол/280 час
№ 08-1	14 пол/35 час	42 пол/76 час	70 пол/160 час
№ 08-2	Нет	Нет	40 пол/100 час
Итого	68 пол/166 час	42 пол/76 час	230 пол/540 час

Испытания шли очень трудно. 5 марта 1979 года в испытательном полете на самолете Ту-144Д № 07-1 произошло разрушение трубопровода подвода топлива от насоса коробки самолетных агрегатов (КСА) к теплообменнику, что привело к значительной течи топлива. На основании выводов комиссии была произведена замена многих труб топливной системы из алюминиевых сплавов на стальные. В течение апреля–июля 1979 года все самолеты были остановлены на доработку. 31 июля 1979 года в испытательном полете на самолете 08-1 на сверхзвуковой скорости полета разрушился диск компрессора двигателя РД-36-51А, что привело к серьезным поломкам конструкции самолета и ряда систем. Экипаж самолета (командир Е.А. Горюнов) выполнил все необходимые действия и совершил вынужденную посадку на аэродроме дальней авиации в городе Энгельсе. Самолет был отремонтирован на месте вынужденной посадки. Однако выполнение мероприятий по двигателям затянулось до марта 1981 года.

Именно в этот трудный период проявились лучшие стороны большинства специалистов ОКБ, ЖЛИиДБ, смежных предприятий. Несмотря на имеющиеся трудности, охлаждение внимания со стороны «начальства» проводилась тщательная подготовка каждого полета, велось комплексирование полетных заданий, внедрялась методика оценки каждого задания на соответствие требованиям только что введенных Временных норм летной годности гражданских сверхзвуковых самолетов СССР (ВНЛГСС). Внедрялись мероприятия по повышению надежности трубопроводов. Была проведена перекомпоновка отсеков КСА. Внедрены многочисленные мероприятия по повышению пожаробезопасности. Испытательная и сертификационные бригады работали как единый механизм, без разделения на предприятия

и функции, что позволило в мае 1981 года выйти в Правительство СССР с предложениями о порядке завершения государственных испытаний. 27 мая 1981 года было утверждено совместное решение МАП-МГА «О порядке внедрения в эксплуатацию на линиях МГА самолета Ту-144Д». К концу 1981 года основной объем государственных испытаний был выполнен.

	Полеты	Часы
№ 77111 (06-2)	6	9
№ 77112 (07-1)	81	199
№ 77113 (08-1)	103	223
№ 77114 (08-2)	9	21
№ 77105 (03-1)	212	314
Всего	411	764

Следует иметь в виду, что основной объем испытаний по самолетным системам был проведен ранее на самолетах с двигателями НК-144, поэтому указанные в таблице данные относятся к системам силовой установки с двигателями РД-36-51А и тем изменениям в самолетных системах, которые были необходимы при установке нового двигателя.

Самое активное участие в государственных испытаниях приняли летчики-испытатели В.Д. Попов, Н.И. Юрсков (ГосНИИГА), С.Т. Агапов, Е.А. Горюнов (ЖЛИиДБ), А.И. Левченко (ЛИИ), бортинженеры В.В. Соломатин, О.Н. Кочетков (ЖЛИиДБ), М.П. Исаев (ГосНИИГА), штурманы В.А. Качалов (ГосНИИГА) и В.А. Трошин (ЖЛИиДБ), ведущие инженеры В.А. Исаев (ГосНИИГА), С.П. Авакимов, В.Н. Генов (ЖЛИиДБ).

По результатам государственных испытаний были получены следующие основные летно-технические данные самолета типа Ту-144Д:

1) крейсерская скорость соответствует числу *М*=2;
2) практическая дальность полета
(МСА, штиль, АНЗ=10 т)
коммерческая нагрузка 11–13 т — 5700–5500 км;
коммерческая нагрузка 15 т — 5330 км;
коммерческая нагрузка 7 т — 6250 км;
3) практический потолок, 16 000–18 000 м;
4) максимальный взлетный вес 207 т;
5) максимальный посадочный вес 125 т;
6) минимальная скорость отрыва 360 км/час;
7) минимальная скорость захода на посадку 290 км/час.

В заключении Акта государственных испытаний записано:

«Самолет Ту-144Д может быть допущен к проведению эксплуатационных испытаний после внедрения мероприятий по повышению надежности двигателей РД-36-51А, проведения с положительными результатами стендовых испытаний двигателей и устранения недостатков, указанных в перечне №1 Акта по результатам совместных государственных испытаний».

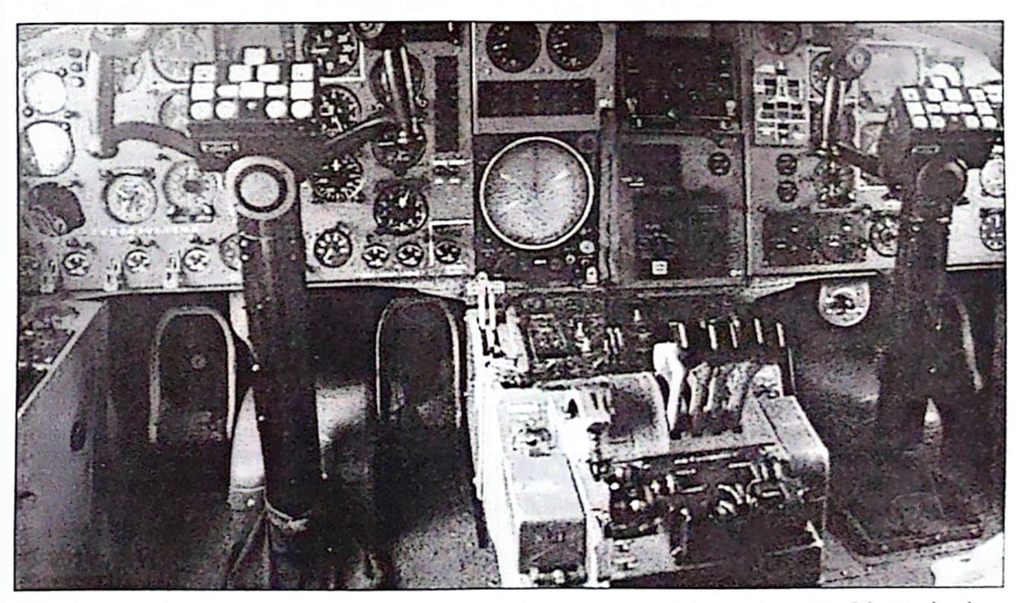
В результате испытаний было также установлено, что характеристики экономичности двигателя РД-36-51А не соответствуют заданным. Удельный расход двигателя по результатам испытаний составлял 1,27 кг топлива/кг тяги в час вместо 1,23 кг топлива/кг тяги (примерно на 3,4 % больше). Главному конструктору П.А. Колесову еще 07.08.78 года было поручено (приказ министра авиационной промышленности от 07.08.78 года № 265) разработать дополнительные мероприятия по повышению экономичности двигателя. Модифицированный образец двигателя получил обозначение — «изделие 61», но работы по нему шли с еще большим отставанием от заданных сроков, чем по базовому двигателю РД-36-51А. Создавалось впечатление, что ОКБ П.А. Колесова практически не имело резервов и ресурсов для выполнения дополнительной работы по изделию «61». Первый стендовый образец двигателя «61» начал испытания в конце 1978 года. По состоянию на конец 1980 года было изготовлено 6 новых двигателей, в том

числе один двигатель для летных испытаний. К этому времени общая наработка двигателей на стендах составила около 890 часов, при максимальной наработке на одном двигателе 390 часов. Испытания, проведенные в ТБК ЦИАМ, подтвердили заданный расход топлива. 30 августа 1980 года, с отставанием от графика на 2 года, первый двигатель «61» (№ 61-05) был поставлен для испытаний на самолете Ту-144Д № 03-1. Была проведена установка двигателя на самолет, но на заводе опять были выявлены дефекты, которые потребовали заводской доработки. Двигатель был демонтирован и направлен в Рыбинск на доработки. Впоследствии ни один двигатель «61» на летные испытания поставлен не был.

20. Заводской этап эксплуатационных испытаний

Изменение руководящего состава Министерства авиационной промышленности и Министерства гражданской авиации СССР серьезно отразилось на отношении к самолету Ту-144. Теперь это был «не их ребенок». Никаких дивидендов эта программа уже принести не могла, а сложный ход испытаний требовал постоянного внимания и непосредственного участия в делах. Все больше стало выдвигаться формальных требований и мелких придирок. Самолеты простаивали. Эксплуатационные испытания не начинались.

В это время Генеральный конструктор А.А. Туполев принимает абсолютное правильное решение о проведении заводского этапа эксплуатационных испытаний. С целью накопления статистических дан-



Общий вид кабины

ных по основным летно-техническим характеристикам самолета при полетах по типовому профилю, оценки звукового удара и условий эксплуатации стали выполняться полеты с аэродрома «Раменское». Эту идею активно поддержал начальник ЛИИ В.В. Уткин. Полеты выполняли экипажи промышленности по замкнутым кольцевым маршрутам, главным образом Москва–Ашхабад–Фрунзе–Москва и стандартному маршруту Москва–Хабаровск–Москва. С 21 мая по 26 декабря 1979 года был выполнен 51 полет с налетом 127 часов, из них более 90 часов на сверхзвуковых режимах. Некоторые из полученных данных приведены в таблице

Дата	25.05.79	02.06.79	08.06.79	12.06.79	16.06.79	23.06.79
Маршрут	круг	круг	круг	круг	круг	М-Хбр
Дальн.	6050	6370	7050	6300	5800	6185
М	2,0	2,01	2,03	2,01	1,97	1,97
Макс Н	18100	17900	18330	17800	18000	18100
Время	3 ч 15 м	3 ч 25 м	3 ч43 м	3 ч 25 м	3 ч 05 м	3 ч 21 м

По результатам заводских эксплуатационных испытаний было показано, что на трассе Москва–Хабаровск (базовой для самолета Ту-144), протяженностью 6250 км на самолете Ту-144Д во всех погодных условиях можно было перевозить коммерческую нагрузку 7 тонн (примерно 70 пассажиров).

Заводские эксплуатационные испытания выполнялись, в основном экипажами промышленности, летчиками-испытателями ЖЛИиДБ С.Т. Агаповым, Б.И. Веремеем, И.К. Ведерниковым, Г.В. Воронченко, Е.А. Горюновым, В.А. Севанькаевым и летчиком-испытателем ЛИИ В.И. Крыжановским, штурманами В.А. Трошиным, Н.И. Толмачевым, бортинженером ЖЛИиДБ В.В. Соломатиным, ведущими инженерами ЖЛИиДБ С.П. Авакимовым, В.Н. Геновым, О.А. Купцовым.

Материалы, полученные в процессе этих испытаний, дополнили основной пакет доказательной документации и позволили получить первый в СССР временный сертификат летной годности типа.

21. Эксплуатационные испытания самолета Ту-144Д

Эксплуатационные испытания самолетов Ту-144Д должны были проводиться на основании совместного приказа министров гражданской авиации СССР Б.П. Бугаева и авиационной промышленности СССР И.С. Силаева от 22 июля 1981 года №139/181. Этим же приказом была назначена совместная комиссия для проведения испытаний под председательством заместителя министра гражданской авиации И.Ф. Васина.

На эксплуатационные испытания предъявлялись самолеты Ту-144Д с бортовыми номерами 77112 (07-1) и 77114 (08-2), доработанные по результатам всего объема предыдущих испытаний и получившие сертификат летной годности типа (№ 03-1 от 09.06.81 г.).

Было принято решение проводить эти испытания по трассе Москва–Красноярск с базированием в аэропорту «Домодедово». Был утверждена программа испытаний в объеме примерно 80 полетов (из них 60 полетов с налетом 200 часов на самолете 77112 и 20 полетов с налетом 50 часов на самолете 77114). Испытания планировалось завершить до 25 октября 1981 года. Все полеты должны были выполняться совместными экипажами МАП–МГА. Техническое обслуживание самолетов в аэропортах базирования должны были выполнять бригады промышленности (в Домодедово силами ЖЛИиДБ, в Красноярске силами Воронежского авиационного завода). Все обеспечение эксплуатационных испытаний было возложено на Министерство авиационной промышленности.

Практически все подготовительные работы были завершены к ноябрю 1981 года. За два дня до начала испытаний 12 ноября 1981 года при проведении комиссионных испытаний на стенде Рыбинского производственного объединения моторостроения произошло разрушение двигателя. До выяснения причин все полеты самолетов Ту-144Д были остановлены. Техническая комиссия, созданная для изучения причин происшествия, потребовала серьезных доработок конструкции двигателя РД-36-51, проведения после доработок двух 300-часовых комиссионных испытаний на двух двигателях. Требовалось специальное тензометрирование элементов двигателей. По этому решению должны были быть доработаны 18 двигателей, в том числе 10 двигателей, установленных на самолетах Ту-144Д.

И хотя решением МГА–МАП–ВВС от 20 января 1982 года №5752-81-090 рекомендации комиссии были одобрены и определен порядок их исполнения, реальный ход доработок двигателей на Рыбинском производственном объединении моторостроения показал, что точные сроки начала эксплуатационных испытаний установить было невозможно.

В этих условиях действия руководителей Министерства гражданской авиации (министр гражданской авиации Б.П. Бугаев, его заместители Ю.Г. Мамсуров и И.Ф. Васин) становятся сверхактивными. Постоянные письма и доклады в Правительство СССР с использованием как реальных фактов, так и ложных выводов делают свое дело. Сначала сдается Министерство авиационной промышленности, и 27 января 1982 года выходит указание № 024/464 «О прекращении серийного производства самолетов Ту-144Д, кончая самолетом с заводским номером 09-1». 1 июня 1983 года выходит Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 491-169 «О прекращении работ по самолету Ту-144 и использовании изготовленных самолетов в качестве летающих лабораторий».

22. Особенности пилотирования. Летные оценки

Успехи программы Ту-144 затмили тот тяжелый труд и необходимость каждодневного решения сложнейших инженерных задач по доводке характеристик самолета необычной аэродинамической схемы с характерными особенностями пилотирования, которые должны были быть вначале поняты, а затем и разрешены. Чтобы продемонстрировать хотя бы часть возникающих вопросов, приведем летную оценку первого вылета летающей лаборатории Ту-144ЛЛ, написанную заслуженным летчиком-испытателем С.Г. Борисовым. Они очень показательны как по отношению летчика к самолету, так и по оценке первого полета. Отметим, что на летающей лаборатории к первому вылету было сделано много изменений, связанных с центровкой самолета, и особенно с настройками системы управления, которые затем были признаны неудачными. Впечатления о полете на самолете Ту-144ЛЛ мы считаем очень показательными, так как С.Г. Борисов первым из летчиков выполнял первый полет на самолете Ту-144 как командир испытательного экипажа, не имея ранее опыта полетов на этом самолете.

«Итак, 29 ноября 1996 года. Завершена подготовка летного экипажа к первому вылету Ту-144ЛЛ. Этого красавца, белого, нежного и гордого с виду, не хочется называть обыденным словом «самолет». Уж очень приземленно звучит. Немногие из летательных аппаратов бывают востребованы в почтенном возрасте 30 лет. Единицы используются в качестве летающих лабораторий, чтобы пробить дорогу новым поколениям своих собратьев. И единственный из них сегодня в России…

Запущены двигатели, проверены системы… Можно выруливать. Волнующие мгновения первого движения нового для меня летательного аппарата, пользующегося наконец собственными двигателями для движения. Пока рулим, выясняется, что машина вполне послушна, чутко реагирует на действия экипажа, в ответ на торможение — вальяжно кивает.

Машина на линии исполнительного старта, к взлету готовы. Выводим двигатели на взлетный режим, включены форсажи. Машина мелко подрагивает в напряжении. Удивительно, но рева двигателей в кабине экипажа практически не слышно, только вот эта мелкая дрожь, приятно аккомпанирующая собственным ощущениям. Запрошен взлет, получено разрешение. Ну что, вперед!

Выключен стартовый тормоз, до этого момента удерживающий мощь четырех двигателей, работающих на форсаже. Сжатая передняя стойка наконец-то обрела свободу, распрямилась, приподняв кабину мягким движением сразу на пару метров, словно приглашая экипаж: «Ребята! Вам отсюда будет виднее!» Одновременно с этим необычным движением вверх начинается напористый разгон. Никакая другая машина не одаривает человека такими эмоциями на разбеге. Убедительнее будет сказать, что ощущение полета на ней появляется с момента освобождения тормозов на взлете.

Быстро набрана необходимая скорость. Плавно колонку штурвала на себя. Точно аэродинамики предупреждали — расход рулей для подъема передней стойки небольшой. Машина охотно пошла вверх. Угол тангажа нарастает, ожидаемый для этого веса — около 25°. Очень динамично растет скорость. 360...380…400. Угол набора подходит к расчетному. Плавно штурвалом фиксируем заданный угол. Однако тангаж продолжает увеличиваться. Штурвалом —еще чуть от себя. Нос с излишней поспешностью пошел вниз, вместо того чтобы просто прекратить движение вверх. Скорость? 420. Ограничение близко. Самое время выключить форсажи. Нос продолжает опускаться, хотя штурвал неподвижен. Неправильно это! Похоже, продольный канал системы управления излишне чувствителен. Бросаю взгляд на второго пилота. Борис Иванович (Б.И. Веремей — заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза. — *Прим. авт.*) невозмутим. Нос подходит к горизонту, пора бы в набор. Нет уж, штурвалом больше не двигаю. Попробуем другой вариант. На долю секунды щелкаю ползунок триммера «на себя». Есть реакция! Нос дрогнул вверх. Еще триммером «на себя» на вариометре 8–10 м/сек набора. То, что надо. И вовремя. Входим в облака. Но машину качает в продольном канале в ответ на малейшее возмущение. Процесс затухания длительный. Труднее всего побороть желание в ответ на колебания двинуть штурвалом для парирования. Вроде приноровился, триммер в канале тангажа позволяет сделать более тонкое движение рулем высоты, хотя он для этого не предназначен.


Первый экипаж самолета Ту-144: М.Козлов, В.Бендеров, Ю.Селиверстов, Э.Елян

Подошло время разворота. Попытка плавно накренить самолет, ожидая его аналогично бурной реакции, к моему удивлению, никак не отразились на указателе крена. Более смелые действия не изменили показаний авиагоризонта. В конце концов максимальным движением штурвала удалось достичь крена около 15°. Да и из этого мизерного достижения машина то и дело норовила выскользнуть. Бродила в голове идея «добавить крена» с помощью педалей, но здоровое чувство самосохранения возобладало. Да и не было толку от этого, как потом выяснилось. После разворота было уже попроще. Стало ясно, что можно делать и, самое главное, чего нельзя. Пришлось изрядно попотеть на глиссаде, где требовалось компенсировать изменение тяги двигателей, а также в процессе уборки газа перед посадкой. Полет завершен вполне благополучно.

Дефекты были устранены, все регулировки проведены, и я с удовольствием и гордостью летал на этой прекрасной машине, выполнив программу испытаний».

Как не вспомнить после этих взволнованных слов первый экипаж Ту-144! Именно они открыли эту дорогу! Более понятными становятся и слова — эпиграф к «Руководству по летной эксплуатации самолета «Конкорд»: «Всегда помни — Ты будешь летать не на самолете! Ты будешь летать на «Конкорде»!»

По суммарной летной оценке, выполнение полетов на серийных самолетах Ту-144 и Ту-144Д не требовало особенного летного мастерства. Линейные экипажи гражданской авиации СССР, имеющие квалификацию первого класса и опыт работы на самолетах Ил-62 и Ту-154, прошедшие специальную подготовку на самолетах Ту-144, уверенно выполняли полеты в условиях испытаний и эксплуатации. Мы не помним ни одного случая отсева летчиков из-за отсутствия профессионального мастерства.


Первые в мире командиры сверхзвуковых пассажирских самолетов А.Тюрка и Э.Елян

Но особенности сверхзвукового самолета и его систем потребовали особого подхода к составлению Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ). В первую очередь это было связано с увеличением количества возможных отказных ситуации из-за двух крейсерских режимов полета. Впервые в СССР была проведена попытка отхода от традиций «чистой» надежности и перехода к оценке операционных показателей и тяжести ситуации. Работы, проведенные в ЛИИ под руководством В.И. Бочарова, Г.Ш. Мееровича, М.И. Мазурского совместно со специалистами ОКБ, позволили классифицировать отказы элементов и систем в целом. Расчеты надежности, стендовые испытания позволили предварительно определить возможные последствия через оценку ухудшения характеристик и уровня загрузки экипажа. Оценка ситуации была завершена летными испытаниями.

Особое внимание при разработке РЛЭ было обращено на уход из сверхзвуковой зоны полета при всевозможных обстоятельствах, требующих аварийного снижения. Было признано необходимым разработать эксплуатационные процедуры для следующих ситуаций: отказ одной гидросистемы, механические отказы, отказ подсистем СКВ, отказы СРД, отказы автоматических режимов. Определяющим процедуру снижения и ухода со сверхзвукового режима стал отказ одного двигателя. Выбор ситуационного поведения базировался на постулате — уровень надежности оставшихся после снижения и перехода на дозвуковой полет систем должен был соответствовать уровню надежности у дозвуковых самолетов.

Много споров вызывали ситуации на грани аварийного и катастрофического типа. Проведение прямого доказательства связано с неоправданным риском, с другой стороны, мы считали, что такие рекомендации в РЛЭ необходимы. Примером может быть расчетный случай невыпуска основных стоек шас-


Первый экипаж, выполнивший международные полеты (Ю.Селиверстов, Б.Бажанов, В.Бендеров, М.Козлов, Э.Елян)

си. И хотя основными предпосылками к ситуации были механические разрушения, а гидравлическая система была зарезервирована до уровня невероятного события, было признано небходимым сформулировать рекомендации при посадке на фюзеляж. Приземление в этом случае связано с необходимостью значительно уменьшить угол атаки крыла малого удлинения в зоне воздушной подушки, так как любое приземление «на хвост» может привести к разрушению фюзеляжа. Проведенное математическое моделирование и испытания специальных моделей самолета на Химкинском водохранилище (под методическим руководством специалистов ЦАГИ) позволили получить необходимые данные и сформулировать рекомендации, которые в реальной обстановке аварийной посадки (самолет 77111) полностью подтвердились. Аналогичные методы применялись в разработке указаний при посадке на воду.

По форме и расположению материала «Руководство по летной эксплуатации самолета Ту-144 в полном объеме соответствовало требованиям «Технического руководства ИКАО», изданном в 1974 году. Однако в тексте РЛЭ большое внимание экипажа было обращено на особенности пилотирования именно сверхзвукового самолета с учетом его аэродинамической схемы и особенностей основных систем.

Взлет. Основной особенностью самолета Ту-144 на взлете по сравнению с дозвуковыми самолетами было заметное и интенсивное увеличение скорости после отрыва. Большая энерговооруженность самолета предоставляет пилотам очень большие возможности по градиентам набора высоты. Но при этом нельзя забывать о том, что отказ одного двигателя существенно влияет на снижение градиента набора высоты. Особое внимание летчиков обращалось на важность управления полетом самолета с треугольным крылом малого удлинения в зоне набора высоты до безопасной высоты круга: при этом относительно небольшое снижение скорости полета означает большое увеличение лобового сопротивления и уменьшение градиента набора высоты.

Разгон, набор высоты и полет до сверхзвукового режима. Разгон, набор высоты и полет на дозвуковых режимах характерных особенностей не имеют. Но достижение самолетом сверхзвуковой скорости сопровождается смещением результирующей подъемной силы назад, что создает довольно большой пикирующий момент, требующий для сохранения балансировки отклонения элевонов вверх на относительно большой угол. Это нежелательно по многим причинам, но прежде всего потому, что эффективности элевонов может не хватить для обеспечения балансировки, и в результате их отклонения будет создано дополнительное лобовое сопротивление, которое препятствует разгону самолета до заданной скорости. Для компенсации этих явлений центр тяжести самолета по мере увеличения скорости должен перемещаться назад, что достигается за счет перекачки топлива из передних балансировочных баков в задний. При этом для сохранения балансировки элевоны отклоняются на небольшой угол относительно нейтрального положения, сохраняя практически минимальным лобовое сопротивление. Было очень важно обратить внимание летчиков на необходимость достаточно точного выдерживания центровки и проведения балансировочной перекачки с определенным темпом в процессе разгона или торможения самолета. При выполнении разгона при постоянной центровке в конечном счете можно достигнуть положения, близкого по пределам к допустимому шарнирному моменту (в расчетах принималось, что мощность гидросистемы используется на 50%). При перекачке топлива на дозвуковых скоростях при постоянном числе М возможно такое перемещение центра тяжести, которое приведет к нейтральной устойчивости самолета. Таким образом, необходимо четко представлять себе, что существуют сравнительно небольшие, но очень важные ограничения по положению центра тяжести самолета, которые изменяются с изменением числа *М*.



Экипаж летающей лаборатории Ту-144ЛЛ с первым президентом России

Другой важной особенностью полета самолета в трансзвуковой зоне является существенное изменение эффективности управляющих поверхностей вследствие появления скачков управления перед поверхностями управления. Маневренность в этой зоне обусловлена отклонением самих поверхностей управления, а не изменением подъемной силы крыла. Как только скорость самолета достигает определенной величины (примерно M=1,2), эффективность поверхностей управления восстанавливается.

Важной особенностью этапа разгона является то, что прохождение трансзвуковой зоны требует использования максимальной тяги для сокращения времени прохода, преодоления дополнительного сопротивления и компенсации изменения устойчивости самолета по скорости.

Заход на посадку и посадка. При заходе на посадку и полетах с малой скоростью следует отметить еще одну из самых важных особенностей самолета — так называемый полет на втором режиме. Это означает, что при уменьшении скорости полета его лобовое сопротивление возрастает и стремится вызвать дальнейшее уменьшение скорости, тогда как у современных ДТС при полете на малых скоростях достигнутая скорость, как правило, сохраняется: в этом случае уменьшение скорости сопровождается снижением лобового сопротивления. У самолета Ту-144 (так же как у любого самолета с треугольным крылом малого удлинения) снижение скорости длится до того момента, пока летчиком не будут приняты соответствующие меры. Применение автомата тяги в штатных полетах полностью решает эти вопросы, но при выполнении полетов без него эта особенность аэродинамичексой схемы должна быть летчику абсолютно понятна, тем более что она сопровождается увеличением угла атаки. Сопротивление самолета значительно увеличивается при выпуске шасси, что также должно быть компенсировано увеличением тяги.

Важной особенностью этапа посадки являются действия по отклонению носового обтекателя для улучшения обзора при заходе на посадку и посадке.

Наиболее интересной особенностью самолета при заходе на посадку является то, что угол тангажа остается практически неизменным до тех пор, пока самолет не снизится до очень малой высоты над точкой приземления. На высоте 15–10 м самолет входит в область влияния земли и наблюдается резко выраженная тенденция на пикирование. Если летчик плавно противодействует пикированию самолета, так что угол тангажа остается постоянным, самолет выравнивается и совершает приземление с очень высокой точностью.

23. Сотрудничество конструкторов самолетов «Конкорд» и Ту-144

Может быть, многим читателям это покажется странным, но, несмотря на серьезную конкуренцию, в течение многих лет продолжалось плодотворное сотрудничество фирм, разрабатывающих проекты сверхзвуковых пассажирских самолетов «Конкорд» и Ту-144. Во многом это было связано с новизной работ и естественным желанием каждой стороны удостовериться в правильности уже принятых решений. Но главное, после отказа фирмы Боинг от участия в сверхзвуковых проектах Правительство США делало все возможное для торможения решений по внедрению сверхзвуковых самолетов, и требовалась согласованная позиция трех стран: СССР, Франции и Великобритании, как для подготовки согласованных документов, так и подготовки технических позиций для работы на международном уровне.

Главной ареной технических споров стала Международная организация гражданской авиации (ИКАО).

Началом сотрудничества можно считать XXVII авиационный салон в Ле-Бурже (1965 г.), когда фирма Сюд Авиасьон (которая впоследствии станет фирмой Аэроспасьяль) и ОКБ Туполева представили здесь проекты самолетов «Конкорд» и Ту-144. Тогда впервые состоялись переговоры с участием Президента Сюд Авиасьон Анри Зиглера, технического директора этой фирмы Пьера Сатра, министра авиационной промышленности СССР П.В Дементьева и Генерального конструктора А.Н. Туполева, на которых было принято решение о формировании группы специалистов из двух стран, которая должна заниматься проблемами ввода в эксплуатацию сверхзвукового пассажирского самолета. Ответственность за эту работу возлагалась на обе фирмы: Сюд Авиасьон и ОКБ Туполева. Первым делом был организован обмен делегациями, посетившими заводы, производящие сверхзвуковые самолеты. Советские специалисты увидели линию сборки «Конкорда» и другие заводы в Тулузе, а французские побывали в цехах сборки опытного самолета Ту-144 в Москве и серийного самолета на заводе в Воронеже. Все встречи и визиты, проходившие в атмосфере открытости, несвойственной тому времени, позволили сторонам почувствовать высокий профессионализм специалистов ОКБ Туполева, ЦАГИ и Аэроспасьяль. Обе стороны поняли, что им есть чему поучиться друг у друга. Чтобы дать читателям почуствовать атмосферу тех лет, приведем короткую выдержку из статьи главного редактора журнала «Flight», который сопровождал делегацию в Воронеже: «Приезд нашей делегации был встречен с большим любопытством, как со стороны рабочих, так и стройных, вооруженных пистолетами девушек-охранниц. Это была первая западная делегация, посетившая завод. Директор завода Борис Данилов, несомненно, — человек выдающийся. Наше первое впечатление о мистере Данилове совпало с мнениями встреченных нами инженеров. Энергия исходит из каждой клеточки его коренастой фигуры. Русские, с которыми мы познакомились, всю свою профессиональную жизнь посвятили строительству самолетов… Мы ходили вдоль рядов, состоящих из огромных фрезерных станков для обработки крыльевых и фюзеляжных панелей, вдоль рядов со станками с программным управлением… Поднималось огромное новое пятиэтажное здание с пролетами, из сборных бетонных плит, здание окончательной сборки. Эта новая площадь более чем удвоит сегодняшнюю линию окончательной сборки, на которой в настоящее время размещается одновременно пять самолетов Ту-144. Цехи агрегатной сборки воздухозаборников и мотогондол, панелей элевонов и рулей направления окаймлены аллеями белой акации и осины с клумбами цветов... Нет сомнения, что мы были свидетелями претворения в жизнь потрясающей, мощной программы, для осуществления которой применяются самые современные методы и материалы, программы, согласно которой создается самый передовой в техническом отношении транспорт из всех создаваемых где-либо в мире сегодня…»

Определенное соревнование в реализации проектов «Конкорда» и Ту-144 существовало, и все ждали, какой же из двух самолетов полетит первым. 31 декабря 1968 года опытный самолет Ту-144 впервые был поднят в воздух экипажем в составе Э. Еляна — командира корабля, М. Козлова, В. Бендерова и Ю. Селиверстова. Это событие стало прекрасным предновогодним подарком всем, кто создавал этот самолет. 2 марта 1969 года самолет «Конкорд» 001 был поднят в воздух экипажем в составе А. Тюрка — командира экипажа, Ж. Гинья, А. Перрье и М. Ретифа.

Серьезным препятствием в общении была некоторая настороженность, связанная с многолетней разобщенностью, а также политической обстановкой того времени. Для установления настоящего диалога следовало найти темы сотрудничества, достаточно нейтральные в плане частных интересов государств. Таким подходящим материалом стали экологические проблемы эксплуатации СПС, с которых мы и начали наши обмены мнениями.

К этому времени ИКАО были созданы: комитет по «звуковому удару», рассматривающий полет над океаном без ограничений; а также рабочую группу «Шум СПС на местности», изучающую допустимость шума по фактическому состоянию, отсутствие дополнительных ограничений на модификации, и «Воздействие выхлопных газов на окружающую среду». Наши фирмы приняли активное участие в этих работах. В этой работе между инженерами обеих фирм установилось взаимопонимание, необходимое для совместного отстаивания позиций изготовителей. Сложнее было приступить к рассмотрению вопросов технического характера.

Специалисты Аэроспасьяль и ОКБ Туполева встречались до двух раз в год и обменивались докладами об условиях эксплуатации СПС и все чаще — о технических решениях, использованных в их самолетах, например, сравнивались системы управления самолетом, воздухозаборником, технологические решения соединения трубопроводов высокого давления, технологическое обеспечение высокого качества внешней поверхности и т. п.

Большое внимание было уделено использованию наземных стендов по статическим ресурсным (с нагревом) испытаниям конструкции, методикам сокращения цикла этих испытаний и др. Это заложило основу для достаточно откровенного в дальнейшем сотрудничества специалистов, что вызывало одинаковую реакцию французского и советского руководства — и те и другие считали, что их специалисты информируют другую сторону больше и тем самым помогают своему конкуренту. Поэтому эти встречи находились под строгим контролем французских и советских специальных лиц. Можно добавить, что, кроме небольшого числа непосредственных участников этих встреч, все прочие, наблюдавшие за ними, очень скептически относились к возможности налаживания более конкретного, делового промышленного сотрудничества.

Группа специалистов продолжала работать. Всего было проведено 14 встреч, поочередно в СССР и Франции, на которых было сделано и обсуждено по 65 докладов с каждой стороны. Постепенно в программу обсуждений были включены результаты эксплуатации «Конкорда» и Ту-144 и вопросы их сертификации.

Ту-144 был первым сертифицируемым в СССР самолетом, поэтому информация, полученная от специалистов Аэроспасьяль по анализу отказов, по определению их вероятности, по методам проектирования систем по заданной безопасности и т.п. помогли нам ускорить процесс подготовки доказательной документации. Была начата первая по-настоящему конкретная совместная работа по сравнению «Норм летной годности», примененных к каждому из этих самолетов. И хотя мы не успели завершить сравнение по ряду глав норм, но опыт взаимного общения, приобретенный в ходе этой работы, в высшей степени положительно сказался на второй волне сотрудничества.

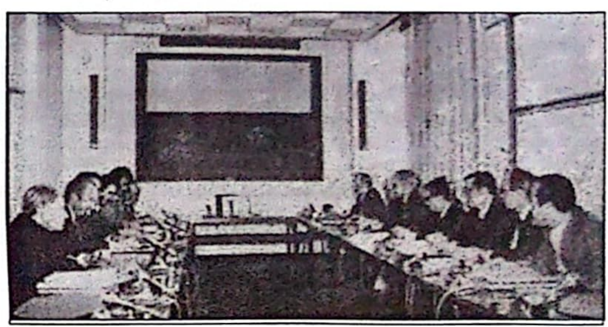
После принятого правительствами Англии и Франции решения об ограниченной эксплуатации с начала 1986 года самолетов «Конкорд» авиакомпаниями Эр Франс и Бритиш Эйруэйз и прекращении его производства, Аэроспасьяль стала интересовать проблема получения от СССР заказов на поставку деталей и агрегатов, например, для аварийного энергоснабжения, продажи технологий для производства и внедрения самолета Ту-144 в эксплуатации, ОКБ Туполева, со своей стороны, пытался заинтересовать Аэроспасьяль покупкой своих разработок, например, огнестойких покрытий, технологии ремонта баков и др. Но производство обоих самолетов было закрыто. Поэтому наше сотрудничество стало затухать. В 1980 году деятельность группы была приостановлена, продолжались эпизодические встречи в рамках совместной рабочей группы по металлургии. Дольше всего продержалась тема использования титана в конструкции самолета.

В 1989 году с началом перестройки приоткрылись двери к новому расширению сотрудничества. Было подписано соглашение между министрами Делебаром и Ворониным, по которому Аэроспасьяль, ОКБ Туполева, ОНЕРА и ЦАГИ призывались к развитии сотрудничества в области высокоскоростных пассажирских самолетов. Начали с изучения проблем сбыта (рынка) и воздействия на окружающую среду. Вскоре инженеры подключили вопросы аэродинамики и материалов, главным образом титана. Опираясь на очевидно более сильные стороны российской научной и конструкторской мысли, Президент Аэроспасьяль А. Мартр проявил инициативу в вопросе включения ОКБ Туполева в группу пяти фирм — Аэроспасьяль, Боинг, Бритиш Аэроспейс, Дойче Эрбас и МакДоннелл-Дуглас — по изучению возможности реализации сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2). С включением в эту группу фирм Туполева, Аления и Объединения японских фирм объединение продолжало заниматься вопросами рынка и экологии. Демократизация отношений в обсуждении проблемы СПС-2 сразу позволила увидеть различие в «плановом» и «рыночном» подходах: российский — есть все научно-технические условия начать проектировать и строить европейский СПС, западный — надо определиться с рынком: кто, сколько и какой СПС-2 будет покупать. Реализация проекта СПС-2 задерживалась. Не бросая СПС-2, Аэроспасьяль и ОКБ Туполева стали искать более конкретные и

близкие по времени темы для совместных работ. Первые же шаги в этом направлении и ознакомление с производством Аэроспасьяль и других европейских фирм, входящих в Эрбас Индастри, показало необходимость проведения большой подготовительной работы, предшествующей реальному участию в совместных конструкторских и особенно производственных программах. На реализацию этой главной цели — участие в совместных программах — было направлено Соглашение между Аэроспасьяль и АНТК им. А.Н. Туполева, подписанное 14 июня 1993 года Президентом Л. Галлуа и Генеральным директором В. Климовым. По Соглашению был создан Комитет по сотрудничеству в составе трех представителей от каждой из сторон. Таким образом были определены организационные формы дальнейшего сотрудничества, перенесенные вторым Соглашением от 14 июня 1996 года в XXI век. Одной из определяющих проблем реализации совместных проектов является отличие технического пути обеспечения безопасности и надежности авиационной техники в российской и западной авиапромышленности. Обе стороны понимают, что обеспечить высокую безопасность техники и довести ее надежность — ресурс можно только тогда, когда самолеты от первого до последнего одинаковы, и опыт первого распространяется на последний. Для этого российская технология опирается на обеспечение одинаковости в сборке, а западная — на сборки из хорошо увязанных между собой и точно изготовленных деталей. Так как западная технология преобладает на мировом рынке, то в случае партнерского участия в реализации совместных проектов, российская авиапромышленность должна перестраивать свои технологии в сторону западных подходов. Когда мы в 1992 году встали на путь освоения западной технологии, то не задумывались над проблемами финансирования совместных проектов. Но, постигая ее основы — компьютерное обеспечение точных размеров и увязки, новые для нас стандарты качества (ISO-9000), организации службы качества и т.д., мы не успели вложить первоначальные средства в реализацию проектов промышленного сотрудничества, а со второй половины 1994 года начали все больше и больше ощущать финансовые трудности, непрерывно затягивая сроки выполнения наших обязательств, что привело к срыву в некоторых проектах. Однако главный совместный проект цеха-лидера (ISO-9401), пока обеспечиваемый финансированием со стороны Европейской комиссии по линии фондов ТАС15, продолжает успешно реализовываться. Этот проект предусматривал создание на территории АНТК им. А.Н. Туполева к 1999 году производственного участка, подготовленного к изготовлению деталей и узлов по компьютеризированной технологии, в том числе для выполнения субподрядов от западных фирм.

А. Зиглер и А.Н. Туполев

Выполненные АНТК им. А.Н. Туполева совместные конструкторские работы показали фирмам Аэроспасьяль, Бритиш Аэроспейс, Даймлер-Бенц Аэроспейс и Алениа, что российская научная и конструкторская мысль в ряде случаев превосходит западную. Указанные обстоятельства послужили для Эрбас Индастри одним из обоснований того, чтобы принять решение о предложении российской авиапромышленности, в частности АНТК им. А.Н. Туполева и Авиастар, участвовать партнером в создании и реализации проекта самого большого пассажирского самолета A3XX с определенным объемом финансового риска для Российской Федерации.



Участники первой встречи конструкторов самолетов «Конкорд» и Ту-144

Совместные работы проходят под постоянным наблюдением со стороны Комитета по сотрудничеству, который кроме постоянной взаимной письменной информации регулярно (два раза в год) проводит свои рабочие встречи, охватывающие все темы сотрудничества, включая конструктивные аспекты проблем аэродинамики, ламинаризации обтекания, применения титана и другие, упомянутые выше. Одна из таких рабочих встреч Комитета проходила 14–15 января 1997 года на фирме Аэроспасьяль в Париже.

По насыщенности и остроте обсуждаемых вопросов она была одной из самих трудных. Одним из труднейших оставался вопрос финансирования промышленного сотрудничества. Но мы расстались с надеждой на то, что на поддержание и ускорение этих тем будут выделены правительственные и межправительственные кредиты и инвестиции.

В итоге обе стороны пришли к согласию и констатировали, что наше сотрудничество набирает силу и позволяет рассчитывать на партнерские отношения в ближайших проектах. Залогом этому является наше понимание задач производства, наш конструкторский потенциал, в частности в сварных титановых конструкциях, достижения российской науки в общей аэродинамике и ламинаризации обтекания и целесообразность использования в этих целях летающих лабораторий на базе самолетов, созданных АНТК им. А.Н. Туполева.

24. Влияние внедрения самолета Ту-144 на авиационную транспортную систему

Для авиационно-транспортной системы наиболее подвижными и активными элементами, определяющими научно-технический прогресс, являются параметры и свойства летательного аппарата. Исторически этот вывод особенно наглядно подтверждается внедрением самолетов с реактивными двигателями взамен самолетов с поршневыми двигателями, что привело к коренному изменению сети авиалиний, инфраструктуры аэродромов, переоснащению служб УВД, образованию новых служб, качественному изменению структуры управления, изменению систем подготовки экипажа и персонала наземных служб, резкому увеличению роли и места воздушного транспорта в общей транспортной системе каждой страны.

Подобный процесс ожидался и при внедрении сверхзвуковых транспортных самолетов Ту-144 и «Конкорд». Важность ожидаемых изменений заставила Международную организацию гражданской авиации (ICAO) провести специальные исследования. Начиная с 1966 года, разнообразные вопросы, связанные с внедрением сверхзвуковых самолетов, обсуждались на Аэронавигационной комиссии. С 1968 года начала действовать специальная рабочая группа экспертов — представителей 8 стран (США, СССР, Великобритании, Франции, Японии, Австралии, Южно-Африканского Союза, Бразилии), дополненная

постоянными экспертами ICAO. Часть специфических вопросов, связанных с влиянием звукового удара, обсуждалась на специальной рабочей группе (Sonic Boom Panel).

Первые заседания рабочих групп проводились уже в то время, когда существовали только теоретические предпосылки и конструктивные проработки. При этом велась свободная дискуссия, целью которой было формирование перечня наиболее серьезных проблем, которые могут быть привнесены в сложившиеся системы внедрением сверхзвуковых самолетов. Уже в это время велась острая конкурентная борьба между представителями США (которые сначала яро отстаивали позицию сверхзвукового самолета с числом $M=3$, а затем, после принятия соответствующего политического решения, позицию полного запрета полетов сверхзвуковых самолетов), с одной стороны, и представителями Европы и СССР (которые предлагали проводить объективный подход на базе известных технических материалов)— с другой. Представители других стран в рабочих группах должны были давать по возможности объективные оценки, исходя из специфики и опыта работы в конкретных регионах мира.

По мере проведения испытаний самолетов «Конкорд» и Ту-144 большинство рабочих документов уточнялось, и к концу 1975 года работа по завершению уточнений Стандартов ICAO была выполнена. Дополнительно был выпущен специальный документ — Циркуляр (CIRCULAR 126-AN/91), который был рекомендован всем странам мира для организации полетов сверхзвуковых транспортных и пассажирских самолетов. Отметим, что впервые в практике этой международной организации нормативные акты выпускались на основе опыта разработки и испытаний советского самолета.

Не вдаваясь в подробности этих документов, отметим, что в них учтены все известные особенности СПС и необходимые программные изменения, связанные со скоростью полета (сокращением времени обмена и принятия решений), особенностями полета на высотах более 12 км (аварийное снижение, предупреждение о повышении уровня солнечно-космической радиации), возможностями «линейного» ожидания путем заблаговременного перехода на дозвуковые скорости полета, выработаны рекомендации по запасам топлива, установлены минимумы вертикального и горизонтального эшелонирования, внедрена специальная радиотелефонная фразеология.

Потребовалось изменение структуры региональных служб УВД, уточнение режимов и зон крейсерского полета, изменение зон и методов ожидания в районе аэроузла и на маршруте, уточнение объемов метеоинформации и изменение структуры служб метеопрогнозирования, применение специальных процедур для защиты охраняемых территорий от избыточного уровня звукового удара, разработки аварийных процедур для защиты экипажа и пассажиров от опасного воздействия солнечно-космической радиации.

Важно, что все изменения, связанные с внедрением новых правил и процедур для сверхзвуковых транспортных самолетов, оказались чрезвычайно полезными для дозвуковых самолетов. По существу, все эти изменения внедрены в действующих системах, которые во многом и сегодня готовы обеспечить регулярные полеты сверхзвуковых самолетов.

4 Экономические характеристики сверхзвуковых самолетов

Нет ничего невозможного, и есть пути ведущие отовсюду. И если у Вас имеется достаточно воли, то всегда найдутся и средства.
Ларошфуко

Общим критерием экономической эффективности транспортного средства, как известно, являются приведенные затраты на перевозки, представляющие сумму текущих или эксплуатационных затрат (себестоимости перевозок) и единовременных капитальных вложений (или первоначальной стоимости основных фондов), приходящихся на единицу транспортной работы — на 1 т•км, 1 пасс.•км .

Благодаря высокой технической скорости, СПС обладают самой высокой часовой производительностью (произведение технической скорости на максимальное количество пассажиров или максимального веса коммерческой нагрузки на техническую скорость) по сравнению с любыми транспортными средствами:

Маршрут из Москвы	Ж. д.		Самолет			Коэффициенты	
	L, км	Т, ч	L, км	$T_{дтс}$, ч	$T_{стс}$, ч	$K^*_{дтс}$	$K^*_{стс}$
Владивосток	9300	178	7420	10,5	5,3	17,00	33,60
Хабаровск	8536	161	6790	7,5	3,8	21,50	42,36
Бишкек	3784	73,5	3210	5,2	2,7	14,10	27,20
Душанбе	4690	83	2900	4,8	2,4	17,30	34,60
Ашхабад	4630	88	2770	4,7	2,4	18,70	36,70
Новосибирск	3190	61	2890	4,2	2,3	14,50	26,50
Ташкент	3370	58	3000	4,4	2,4	13,20	24,16
Алма-Ата	4030	68	3250	5,3	2,8	12,83	24,30
Тбилиси	2510	40	2000	3,5	1,8	11,42	22,20
Баку	2660	42				12,00	23,30
Ереван	2880	51				14,60	28,33
Симферополь	1460	21	1400	2,5	1,3	8,40	16,00
Адлер	1940	31				12,40	23,80
Киев	872	12	690–870		1,5	8,0	10,00
Рига	922	16				10,66	13,30
Санкт-Петербург	650	8				5,33	6,00

** Коэффициенты К показывают, во сколько раз поездка на дозвуковом (ДТС) и сверхзвуковом (СТС) самолете быстрее поездки по железной дороге.*

Экономическая эффективность СПС, как и любого транспортного средства, будет определяться величиной затрат на разработку, стоимостью самолета в серийном производстве, установленным сроком службы, потребностями рынка, изменением общей экономической ситуации и связанными с этим ценами на труд, топливо и другими затратами. Такие оценки достаточно условно проводятся по разделам: затраты на проектирование и разработку (НИОКР), затраты на серийное производство, оценка стоимости самолета в серийном производстве, прямые эксплуатационные (операционные) расходы, косвенные эксплуатационные расходы, оценка возможности возврата капиталовложений, оценка текущих платежей (cash-flow). Во многом такие оценки носят сравнительный и вероятностный характер, однако они дают возможность разделить реальные и надуманные цифры по экономическим характеристикам СТС.

Первые расчеты по оценке экономичности самолета Ту-144 были выполнены в 1960 году под руководством В.И. Близнюка и В.И. Козловского. Чтобы дать представление о том, при каких условиях принимались решения по самолету, приведем некоторые исходные данные:

1. Срок службы — 25000 летных часов
2. Годовой налет — 2400 летных часов (9 часов в день)
3. Капитальный ремонт — через 3200 часов. Продолжительность ремонта 60 дней.
4. 400-часовое обслуживание. 7 раз в год. Прододжительность — 3 дня каждое.
5. 100-часовое обслуживание. 24 раза в год. Продолжительность — 1 день каждое.
6. 50-часовое обслуживание. 32 раза в год. Продолжительность — 0,5 дня каждое.

Общее время технического обслуживания составляло 121 день.

Оценка требуемого количества самолетов проводилась по плановым показателям количества пассажиров на воздушном транспорте, определенных Госпланом СССР. В 1975 году планировалось перевезти в среднем 110 млн. человек (отметим высокую точность этих прогнозов!) при средней дальности перевозок 1000 км. Вес одного пассажира с багажом в этих расчетах принимался на уровне 110 кг. Предполагалось, что примерно 20% всех пассажиров в 1975 году будут летать на самолете Ту-144. Расчетами было показано, что эту транспортную задачу можно выполнить, используя 65 сверхзвуковых самолетов (M=2) или 136 дозвуковых самолетов (M=0,75).

Оценка массы пустого самолета производилась методом сравнения с конструктивным аналогом, в качестве которого принимался пассажирский самолет Ту-104 и военный самолет Ту-22. Были получены следующие результаты: вес пустого самолета — 72 770 кг (в том числе вес крыла — 16 300 кг, оперения — 4500 кг, шасси — 6500 кг, управления — 2200 кг, фюзеляжа — 8800 кг), СУ — 15 700 кг, топлива — 58 000 кг, оборудования — 10 250 кг.)

На базе полученного веса пустого самолета (72 770 кг) и известных статистических данных по величине удельной трудоемкости в человеко-часах на 1 кг веса пустого самолета по формуле $T=\phi\, K\phi\, \alpha\, G_{пуст}$ (где Кϕ — коэффициент трудоемкости по количеству выпущенных изделий, α — коэффициент влияния типа самолета), было определено, что при производстве 65 самолетов Ту-144 средняя трудоемкость составит 280 000 человеко-часов.

По средней трудоемкости и средней стоимости часа была определена прямая заработная плата. При плановой стоимости одного часа 57 копеек расходы на заработную плату на производство одного самолета составили 123 000 рублей. По существующей структуре производственных затрат (доля зарплаты составляла в то время менее 10%) определялась стоимость планера с оборудованием в производстве. Для дальнейших расчетов считалось, что средняя стоимость планера самолета Ту-144 с оборудованием при выпуске 65 самолетов (в течение 5 лет, с 1975 по 1980 г.) составляет 1 500 000 рублей.

Оценка стоимости двигателя НК-144 проводилась методом сравнения с конструктивными аналогами. Напомним, что в 60-е годы стоимость реактивного двигателя типа Д-20 (для самолета Ту-104) составляла 50 000 рублей. С учетом увеличения тяги, значительного конструктивного и схемного усложнения двигателя НК-144 его стоимость принималась равной (по согласованию с институтом экономики авиационной промышленности) 100 000 рублей.

Общая стоимость самолета Ту-144 в серийном производстве (в ценах 1974 года) прогнозировалась на уровне 2 млн. рублей. Для сравнения укажем, что стоимость самолета Ту-154 в это же время оценивалась на уровне 984 000 рублей. Общая стоимость затрат на производство 65 самолетов Ту-144 должна была составлять 130 млн. рублей, а 136 самолетов Ту-154 (обеспечивающих ту же транспортную производительность) 138 млн. рублей.

Примерно те же результаты были получены методами линейной аппроксимации при постатейном анализе стоимости основных составляющих стоимости самолета (см. таблицу).

Составляющая	Дозвуковой самолет	Сверхзвуковой самолет	Коэффициент
Материалы	0,125	5*	0,625
Зарплата	0,1	3	0,3
Накладные расходы	0,275	2,5	0,685
Двигатель	0,25	2	0,5
Готовые изделия	0,25	1,5	0,375
Относительная стоимость самолетов	1,0		2,485

***Учитывается стоимость обработки титана и снижение коэффициентов использования материалов.**

Одновременно по методике Авиатранспортной ассоциации (АТА) в редакции июня 1966 года были определены прямые и косвенные эксплуатационные расходы прямым расчетом.

Полученные результаты приводятся в таблице:

Показатели		*M*=0,75 (на базе Ту-154)	*M*=2,0 (типа Ту-144)
Стоимость планера	руб.	834 000	1 500 000
Стоимость двигателя	руб.	50 000	125 000
Стоимость самолета	руб.	984 000	2 000 000
Срок службы планера	л · ч	25000	25000
Межремонтный срок планера	л · ч	3200	3200
Ресурс двигателей	ч	1200	1200
Межремонтный ресурс двигателей	ч	300	300
Амортизация планера	руб./ч	80	172
Амортизация двигателя	руб./ч	126	442
Техобслуживание планера	руб./ч	86	144
Техобслуживание двигателя	руб./ч	18	60
Зарплата	руб./ч	82	130
Расход топлива	кг/ч	5300	24100
Стоимость топлива	руб./ч	238	1085
Прямые расходы	руб./ч	630	2033
Прочие прямые расходы (4%)	руб./ч	25,2	81,4
ВСЕГО ПРЯМЫЕ РАСХОДЫ	руб./ч	655,2	2114
Косвенные расходы (35%)	руб./ч	226	741
Себестоимость летного часа	руб./ч	881,2	2885,2
Себестоимость перевозки т·км.	руб.	0,151	0,2
Себестоимость перевозки пасс.·км при коэффициенте загрузки 0,65	коп.	16,6	22,2

Можно видеть, что при сохранении этих показателей сверхзвуковой самолет даже на трассах малой дальности позволяет обеспечить приемлемую экономичность при незначительном увеличении стоимости билетов. Для примера в таблице приведен один из расчетов, выполненный для маршрута, имеющего дальность 3200 км.

Показатели		Дозвуковой самолет	Сверхзвуковой самолет
Техническая скорость	км/ч	813	1650
Время полета	ч	4,74	2
Стоимость самолето-часа	руб./ч	881,2	2885,2
Стоимость рейса	руб.	4176	5770
Количество пассажиров	чел.	100	100
Коэффициент загрузки	%	75	75
Стоимость кресла	руб.	56	77

Напомним, что реальная цена билетов на подобных трассах в СССР составляла 48 рублей. При внедрении дозвукового самолета типа Ту-154 требовалось увеличить стоимость билета на 17%, а при внедрении СПС требовалось увеличить стоимость билетов на 30–40%. При этом по всем проведенным независимыми исследователями анализам ожидалось увеличение количества пассажиров как за счет эффекта новизны, так и из-за новых возможностей, которые предоставлял СПС. Эти возможности в наибольшей степени могли быть реализованы на трассах, проходящих в восточном и западном направлении. Высокая скорость СПС позволяла использовать разницу в поясном времени, при этом пассажир, вылетающий, например, из Хабаровска в 8 часов утра, прилетал в Москву тоже в 8 утра. Выполнив все свои дела, он мог вернуться в Хабаровск в этот же день. При этом существенно возрастала возможность дневного использования сверхзвуковых самолетов по сравнению с дозвуковыми самолетами.

Аналогичные расчеты выполнялись в это время по самолету «Конкорд», в которых использовалось сравнение с самолетом «Боинг-707». По мере развития программы широкофюзеляжных самолетов и появления дополнительных данных в этих анализах стали использоваться данные по самолету «Боинг-747».

Одновременно в начале 70-х годов большую известность получил метод расчета экономических характеристик, предложенный известным противником сверхзвуковых самолетов Бо Лунбергом (Швеция). Он представлял собой модифицированный метод расчета характеристик путем малых приращений, когда изменение каждого переменного на определенном отрезке считается линейным. Лунберг принимал за базу долю определенных затрат в общей себестоимости, определял коэффициенты влияния (известный фактор «процент на процент») и затем сравнивал дозвуковые и сверхзвуковые самолеты. Структура всех уравнений, выведенных Лунбергом, имеет следующий вид: (постоянные расходы, не связанные с типом самолета) + (амортизационные отчисления)+ (расходы на техобслуживание и текущий ремонт) + (страховые расходы)+ (затраты на топливо и другие расходуемые материалы) + (заработная плата экипажа) + (заработная плата бортпроводников) +(расходы на бортовое обслуживание и питание). Определенным достоинством метода является то, что удается достаточно наглядно выявить наиболее сильно действующие факторы и, главное, оценить влияние временных факторов.

Например, уравнение эксплуатационных расходов для самолета Ту-144 при использовании реальных данных самолета-аналога Ил-62 имеет вид:

$$\frac{Э_{144}}{Э_{62}} = 0{,}21 + 0{,}125\frac{Ц_{144}}{Ц_{62}} + 0{,}47\frac{Ц_{дв-144}}{Ц_{д-30}} + 0{,}23\frac{G_{144}}{G_{62}} + 0{,}12\frac{P_{144}}{P_{62}} + 0{,}06\frac{З_{144}}{З_{62}},$$

где: Ц — цена планеров самолетов, двигателей;
G — расход топлива;
Р — стоимость ремонта;
З — заработная плата.
Нижние индексы определяют принадлежность к самолетам и двигателям.

Относительный характер показателей позволяет использовать уравнение при значительных изменениях ситуации. В частности, Лунберг использовал его в кризисных ситуациях, когда одновременно изменялись цены на материалы, заработная плата, цена топлива и т.д.

Приводя такие подробные данные, мы хотели показать, что все решения по сверхзвуковому самолету Ту-144 принимались *с учетом экономических показателей.* Более того, если бы все основные макроэкономические показатели экономики нашей страны сохранились на все время создания самолета Ту-144, как это было во времена внедрения реактивных самолетов, проблемы экономичного применения нового вида транспорта, вероятнее всего, не возникло.

Основные экономические проблемы сверхзвуковых самолетов первого поколения связаны с длительным циклом создания и внедрения самолетов. К сожалению, мы не имеем подробных данных по изменению стоимости разработки по самолету Ту-144. Воспользуемся для наглядности данными по самолету «Конкорд». В таблице приведено изменение стоимости программы самолета «Конкорд» до 1970 года:

Годы	Стоимость программы, ф. ст.	Примечание.
1962	150 млн.	Ожидалось, что примерно 100 млн. ф. ст. будет вложено авиакомпаниями.
1964	275 млн.	Получен аванс от двух авиакомпаний 50 млн. ф. ст.
1966	500 млн.	Включены расходы на сертификацию самолета в 1971 году и 80 млн. ф. ст. на доработки после проведения сертификационных испытаний.
1968	700 млн.	Без затрат на стоимость инструмента для первых серийных самолетов.
1969	750 млн.	Исключая все непредвиденные расходы.
1970	800 млн.	На той же расчетной базе.

Примечание. Указанные расходы были распределены между Великобританией и Францией в пропорции 50:50.

Из таблицы следует, что расходы на разработку сверхзвукового самолета увеличивались в среднем на 70 млн. ф. ст. в год и за 7 лет увеличились почти в четыре раза. В чем же дело? Никогда за все время существования авиации финансовые органы западных стран не допускали таких ошибок и никогда так не ошибались самолетостроительные фирмы. Попробуем разобраться. Первая и очевидная причина — значительная инфляция, что способствовало повышению стоимости программы на 28%. 40 млн.ф. ст. добавил финансовый кризис в Великобритании в 1967 году. Аналогичный кризис во

Франции в 1968 году добавил еще 40 млн. ф. ст. Но это дает суммарно не более 150 млн. ф. ст. Две трети прироста стоимости программы самолета «Конкорд» дали работы, связанные с перепроектированием и значительным изменением конструкции, необходимыми для решения возникших технических проблем. Образовался замкнутый круг затрат — новое конструктивное решение — новое производство — новые затраты в новых экономическх условиях (увеличение стоимости топлива и электроэнергии) — дополнительные испытания, который удалось разорвать только в 1973 году. Наиболее затратными оказались работы по двигателю «Олимп-593», применение новых материалов планера для решения задач термо- и усталостной прочности, изменение формы крыла для получения заданных взлетно-посадочных характеристик, увеличение длины самолета при увеличении количества посадочных мест, увеличение объемов топливных баков для выполнения требований по АНЗ (резервам топлива). Достаточным слабым, но часто используемым утешением служит то, что общие ежегодные затраты на проект сверхзвукового пассажирского самолета составляли не более 0,12% бюджета каждой страны. Защищая проект самолета «Конкорд» от нападок, министр экономики Великобритании Ведгвуд Бенн философски заметил: «Мы тратим более 5% нашего бюджета на фундаментальную науку, при этом результаты мы видим один раз в столетие. 0,12% — небольшая плата за то, что мы научились проектировать и изготовлять сверхзвуковые пассажирские самолеты, нашли новые материалы, разработали новые вычислительные средства и будем применять эти знания в будущем!» И с министром нельзя не согласиться.

Абсолютно те же процессы происходили по программе Ту-144. К началу пассажирских перевозок в 1975 году полностью изменились все экономические показатели, определяющие экономическую эффективность программы, но самое главное, не удалось достичь тех техническх показателей, которые были заложены в расчеты экономических характеристик.

Резко возросли затраты на производство и стоимость самолета. В 1973 году стоимость первых самолетов Ту-144 составляла уже 28 млн. рублей, со следующим распределением по составляющим:

По технологическим элементам	%	По видам работ	%
Планер	52	Изготовление деталей и узлов	12
в том числе: материалы	10,3	Изготовление фюзеляжа	19
зарплата	8,5	Изготовление крыла	24
спецоснастка	12,9	Изготовление деталей силовой установки и монтаж двигателей	10
спецрасходы	3,1	Самолетные системы	8
Цеховые и заводские расходы	17,2	Общая сборка	15
Двигатели	20,9	Испытания всех видов	12
Готовые изделия	9,8		
Прибыль завода-изготовителя	17,3		

В таблице приведены расчетные данные экономических характеристик самолета Ту-144, которые были согласованы специалистами при определении тарифов маршрута Москва–Алма-Ата:

№№ Характеристика	Ту-144 ГосНИИГА	Ту-144 ОКБ	Ту-144ФВ	Ту-144Д	«Конкорд»
1. Амортизационный срок службы, ч	25000	30000	30000	30000	30000
2. Амортизация планера, руб.	1400	1000	900	800	1950
3. Амортизационный срок двигателей(3 ремонта), ч	5000	5000	5000	5000	7500
4. Амортизация двигателя, руб.	1333	1333	1333	1066	1147
5. Амортизация самолета, руб.	2733	2333	2233	1866	3097
6. Текущий ремонт, руб.	500	350	325	290	465
7. Часовой расход, т	38	36	26	20	20
8. Цена топлива (за тонну), руб.	80	70	70	70	70
9. ГСМ, руб	3040	2520	1820	1400	1400
10. Зарплата ЛПС, руб.	120	120	94	94	94
11. Косвенные расходы, руб.	560	392	392	392	392
12. Прочие расходы, руб.	310	152	145	105	151
13. Себестоимость самолето-часа, руб.	6759	5867	5009	4193	5599
14. Затраты на рейс (2 часа), руб.	13518	11734	10018	8386	11198
15. Количество мест	100	110	130	130	100
16. Стоимость места	135	106	77	64	111

Очень близкие данные можно получить по методу Лунберга, если использовать данные таблицы по самолету Ту-144 и фактические отчетные данные по самолету Ил-62. Получим, что эксплуатационные расходы самолета Ту-144 будут не более чем в 2,64 раза превышать эксплуатационные расходы по самолету Ил-62. Полная расчетная стоимость самолето-часа самолета Ил-62 составит 1600 руб./ч, самолета Ил-86 — 2781 руб./ч, Ту-144 — 4271 руб./ч.

Напомним, что реальная стоимость билетов при пассажирских перевозках на самолете Ту-144 составляла 68 рублей, что было примерно на 30% выше, чем на дозвуковом самолете (48 руб). Т.е при установлении стоимости билетов специалисты сознательно ориентировались на дальнейшее развитие сверхзвуковой авиации и получение заданных технических характеристик по ресурсам и топливной экономичности, что было вполне реально.

Давайте помечтаем. Вот какими могли быть показатели самолета типа Ту-144Д, если бы он сегодня регулярно летал по трассе Москва–Хабаровск, дополняя по расписанию самолет типа Ту-204-200:

№	Показатели	Ту-144Д	Ту-204-200
1.	Этап эксплуатации	развернутая	развернутая
2.	Техническая скорость, км/ч	1930	830
3.	Время полета, ч	3,21	7,46
4.	Стоимость часа, руб.	51870	24026
5.	Стоимость рейса, руб.	166503	179233
6.	Количество пассажиров, чел.	121	140
7.	Стоимость одного места, руб.	1376	1280
8.	Стоимость билета, руб.	4400	4400
9.	Прибыль на час полета, руб.	934	418
10.	Прибыль при годовом использовании 2000 ч, руб.	1 868 000	836 000
11.	Прибыль при годовом использовании 3000 ч, руб.	2 802 000	1 254 000

Приведенные цифры разбивают базовую позицию противников СПС — сверхзвуковой самолет не является (как они считают: «по определению») убыточным. За счет высокой часовой транспортной производительности можно в полном объеме компенсировать возрастание расхода топлива и стоимости самолета. Но как любая техническая система, он требует значительного периода доводки и развития.

Конечно, реальная эксплуатация СПС наталкивается на множество дополнительных ограничений и проблем. Безусловно, наиболее сложной проблемой является влияние ограничений по интенсивности звукового удара. При неправильном выборе трассы можно полностью свести на нет преимущества сверхзвуковой скорости. Но при правильном выборе (а точнее, при планировании трасс с учетом воздействия звукового удара) все премущества можно сохранить. По нашей оценке, при планировании трасс должно быть обеспечено не менее 90% возможного сверхзвукового участка. Другой ряд ограничений связан с работой аэропортов. В ряде аэропортов вводятся «ночные» ограничения в виде запретов на взлеты с 11 часов вечера и до 8 утра и посадки с 11 вечера до 6 утра, что, конечно, снижает возможности использования самолета. Но в реальных условиях, там, где дозвуковой самолет может выполнить 2 рейса в день (длительность полета 6–8 часов), сверхзвуковой самолет всегда сможет выполнить 4 рейса.

В начальный период разработки СПС многие оптимисты ожидали получить такую же картину, которая была в СССР и во всем мире при переходе с поршневой авиации на реактивную. Но все забыли, что при этом одновременно изменялся уровень комфорта для пассажиров и технические показатели. Популярность реактивных самолетов была так велика, что они завоевали рынок практически мгновенно, без серьезной конкуренции со стороны поршневых самолетов. Напомним, что изменение стоимости билета было очень значительным. Например, билет Париж—Нью-Йорк стоил 536 долларов на реактивном самолете и 279 — на поршневом. Из этой классической ситуации можно извлечь только один опыт: технические достижения, как минимум, не должны менять достигнутый уровень комфорта для пассажиров. Именно это подтверждают и результаты опроса пассажиров, выполненного в рамках исследований Группы восьми — большинство отрицательных отзывов о самолете «Конкорд» относились к узкой кабине, и привыкшие к полетам на широкофюзеляжных самолетах пассажиры требовали сохранения того же комфорта.

Сегодня для реализации экономических возможностей сверхзвукового самолета нужно выполнить гигантскую работу: необходимо создать двигатель нового поколения, часовой расход топлива которого не более чем в три раза превышает расход современных дозвуковых двигателей с большой степенью

двухконтурности равной тяги, внедрить новые технологии производства самолетов, двигателей и оборудования, которые обеспечат стоимость СПС в серийном производстве не более чем в два раза, чем у современных дозвуковых самолетов. Должна быть создана развитая инфраструктура технического обслуживания и ремонта СПС. Наконец, необходимо провести исследования по возможности применения более дешевых альтернативных топлив. По всем указанным направлениям Россия, несомненно, имеет солидный научный задел.

5 Новый этап эволюции – самолет Ту-160

Мы не ограничиваемся «разжевыванием» одной-двух схем, не делаем фетиша из данного типа самолета, хотя, разумеется, и не отказываемся от использования тех или иных элементов одной машины в конструкции другой. Каждый самолет, созданный в нашем КБ, — естественный результат решения больших проблем, от которых зависит общий прогресс самолетостроения. Наши замыслы идут сразу по нескольким направлениям, но лишь немногие из рассмотренных схем мы пытаемся претворить в жизнь.

А.Н. Туполев

Реализация программы сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 обеспечила создание в СССР научно-технического задела для решения основных проблем длительного сверхзвукового полета. Были созданы технологии, хорошо освоенные в серийном производстве, конструкционные материалы, но главное, были подготовлены квалифицированные кадры, для которых решение таких задач стало повседневной работой. Закономерным продолжением программы Ту-144 стал проект нового стратегического бомбардировщика Ту-160.

Специалисты ОКБ Туполева в процессе исследований, испытаний и серийного производства самолетов Ту-144 приобрели неоценимый опыт решения основных проблем сверхзвукового полета, в том числе опыт проектирования конструкций с большим ресурсом работы в условиях длительного сверхзвукового полета; набор конструкционных теплостойких материалов с высокими физико-механическими характеристиками и внедренная технология их применения на серийных заводах; эффективная теплозащита самолета; обеспечение термостабильности топлива; обеспечение герметичности кессон-баков; использование мощных реактивных двигателей с многорежимными воздухозаборниками; принципы динамической теплозащиты и применения систем кондиционирования воздушного цикла, опыт разработки всех самолетных систем, работающих в условиях длительного сверхзвукового полета. Он был дополнен опытом разработки систем вооружения и сложных комплексов авиационных ракетных комплексов, объединенных через сети вычислительных машин, полученным на самолетах типа Ту-22М.

К практическому проектированию самолета Ту-160 коллектив ОКБ Туполева приступил в 1975 году после серьезных исследований новых концепций боевого применения стратегических авиационных комплексов. Были проработаны многочисленные варианты, один из которых принял участие в конкурсе, проводившемся Министерством авиационной промышленности. Несмотря на то что в конкурсе также участвовали проекты ОКБ В.М. Мясищева и ОКБ П.О. Сухого, предпочтение было отдано проекту ОКБ Туполева, который в дальнейшем получил название Ту-160.

Первоначальный проект стратегического многорежимного бомбардировщика, представленного ОКБ в начале 70-х годов на конкурс аванпроектов, был разработан по компоновочной схеме самолета Ту-144 практически как его дальнейшее развитие. Самолет отличался большей интеграцией центральной части и организацией отсеков вооружения в фюзеляже. В этом варианте, разрабатываемом параллельно с альтернативным вариантом самолета с крылом изменяемой стреловидности, предполагалась реализация требуемых летно-технических характеристик за счет более высокого уровня весовой отдачи.

Однако выполнение основного требования ВВС — обеспечение межконтинентального радиуса действия самолета — в этой схеме не обеспечивался. Кроме того, в большинстве вариантов боевого применения в качестве основных Заказчиком рассматривались дозвуковые и маловысотные режимы полета. В связи с этим по предложению начальника ЦАГИ Г.П. Свищева



Главный конструктор В.И. Близнюк с ведущими инженерами проекта Ту-160

было принято решение о продолжении работ на базе использования новейших технологий в варианте самолета с изменяемой геометрией стреловидности крыла.

Концепция и вытекающие из нее тактико-технические требования к самолету определили его облик (схему и компоновку), а их дальнейшая реализация проводилась на основе имеющегося научно-технического задела и практического опыта проектирования тяжелых самолетов КБ. Таким образом, самолет Ту-160 был как бы «сложен» из трех совершенно разных самолетов: Ту-95, Ту-22М и Ту-144. От каждого из своих предшественников он взял соответствующие свойства, в числе которых можно отметить:

— крыло большого удлинения самолета (характерная особенность самолета Ту-95), обеспечивающее максимальную дальность крейсерского полета;

— изменяемая в полете стреловидность крыла, отработанная на дальнем самолете Ту-22М для обеспечения многорежимности боевого применения;

— интеграция центральной части и подкрыльевые многорежимные воздухозаборники, апробированные на СПС Ту-144 в качестве основы высокоэффективной многорежимной силовой установки и совершенной конструктивно-силовой схемы.

В значительной степени было использовано, как базовое, вооружение и бортовое оборудование, отработанные на самолетах Ту-22М3 и Ту-95МС.

Но этот перенос разработок не был механический, так как при этом проводилась кардинальная переработка конструкции и систем и их оптимизация для достижения максимальной эффективности в новых условиях и более позднего времени разработки проекта.

Программа создания самолета включала:

— дальнейшее улучшение характеристик теплостойких конструкционных материалов;

— освоение и производство высококачественных крупногабаритных заготовок и полуфабрикатов (листов, плит, профилей, штамповок и поковок);

— создание новейшего технологического оборудования (механообрабатывающих и специальных станков и установок) для механообработки, формования и сварки.

При разработке нового самолета проводились поиски ряда новых решений по оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета, снижению и улучшению экономичности многорежимных ТРДД большой тяги.

Реализация высокого уровня весовых характеристик была достигнута за счет оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета, внедрения новых улучшенных полуфабрикатов из высокопрочных конструкционных материалов В95Т2, АК-4-1ч и ВТ-6ч.

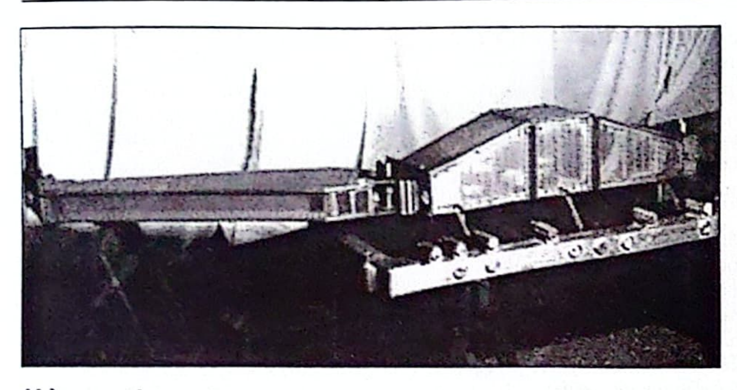
Для выбора компоновочной схемы самолета Ту-160 наиболее детально были проработаны три варианта компоновки самолета:

· «Интегральная» (с горизонтальным размещением двух спарок двигателя и лобовыми воздухозаборниками, с каналами, проходящими через кессон и центроплан).

· «Вертикальная» (с вертикальным расположением двигателей в спарке и подкрыльевыми воздухозаборниками с вертикальным клином).

· «Горизонтальная» (мотогондолы с горизонтально расположенными подкрыльевыми короткими воздухозаборниками.

После детального анализа и сравнительной оценки вариантов с постройкой натурных и масштабных макетов и моделей Генеральным конструктором А.А. Туполевым был принят третий вариант, в котором сочетались четкость и простота конструктивно-силовой схемы самолета и возможность гарантированного обеспечения объемов для размещения топлива. Именно в этой схеме может быть реализовано оптимальное сочетание характеристик многорежимного стратегического самолета в широком диапазоне скоростей полета. Многорежимный тяжелый самолет с КИГ превосходит по максимальной дальности полета на дозвуковом крейсерском полете самолет с тонким фиксированным крылом малого удлинения и обеспечивает дальность полета, соответствующую дозвуковому самолету. Возможен дальний лет по смешанным траекториям в комбинированном режиме применения



Модель силовой схемы крыла

сверхзвуковых и дозвуковых режимов.

Можно отметить следующие основные преимущества варианта самолета с крылом изменяемой геометрии.

1. Использование мощной взлетно-посадочной механизации по передней и задней кромке дает возможность получения высоких значений коэффициентов подъемной силы, соответствующие значениям $C_{y\,пос.}$ дозвуковых самолетов с крыльями большого удлинения.

2. Наличие развитого центрального переднего наплыва обеспечивает минимальное значение положения фокуса самолета на всех режимах полета.

3. Потенциальные возможности аэродинамической компоновки и конструктивно-силовой схемы тяжелого многорежимного самолета с крылом изменяемой стреловидности и возможность их дальнейшей оптимизации в современных условиях позволят обеспечить создание наиболее совершенного варианта самолета, обладающего высокими летно-техническими характеристиками.

4. Конструкция в целом позволяет обеспечить необходимые объемы для размещения топлива и вооружения.

Переменная в полете стреловидность консолей крыла в диапазоне углов от 20° до 65° обеспечивает оптимальную адаптацию самолета к различным режимам полета и позволяет в 2–2,5 раза изменять несущие свойства самолета в зависимости от скорости полета. КИГ обладает также благоприятным, для оптимизации различных режимов полета, изменением относительной толщины и кривизны профиля по поточным хордам. Подбором относительного размаха неподвижной части крыла и соотношением параметров подвижной и неподвижной части крыла обеспечивается, в широком диапазоне изменения стреловидности крыла и числа *М* полета, минимальное изменение положения фокуса самолета при повороте консолей крыла. Однако поворот консолей крыла связан с достаточно высокими весовыми затратами (до 4+5% G_{max}), компенсация которых потребовала разработки новых конструктивных и технологических решений, обеспечивающих высокий уровень весовой отдачи конструкции планера тяжелого самолета с изменяемой в полете стреловидностью крыла. Потребовалась также оптимизация силовой установки за счет разработки коротких подкрыльевых многорежимных воздухозаборников и установки высокоэкономических двигателей НК-32.

Описание самолета

В окончательном виде самолет Ту-160 имеет классическую аэродинамическую схему тяжелого бомбардировщика — свободно несущего моноплана с крылом изменяемой геометрии, хвостовым оперением и трехопорным шасси. Компоновка центральной части самолета интегральная. Низкорасположенное стреловидное крыло с большим корневым наплывом и поворотными консолями имеет относительно большое удлинение. Узлы поворота консолей (шарниры) расположены на 25% размаха крыла при минимальной стреловидности.

Конструктивно крыло разделено на следующие агрегаты:

· Балку центроплана, представляющую собой цельносварной титановый кессон длиной 12,4 м с поперечным набором, состоящим из стеночных нервюр из алюминиевого сплава и профилей, обеспечивающих связь с силовыми элементами фюзеляжа. Балка является центральным агрегатом планера, воспринимающим широкий спектр нагрузок, приходящих от консолей крыла, фюзеляжа, шасси, двигателей и силовых агрегатов, обеспечивает развязку пересекающихся силовых потоков и является одновременно центральным топливным баком.

Крыло в положении $\chi=20°$
механизация выпущена

Вид слева

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Длина	54,1 м
Высота на стоянке	13,1 м
Размах крыла	
— во взлетной конфигурации $\chi=20°$	55,7 м
— в крейсерском полете $\chi=35°$	50,7 м
— при сверхзвуковой скорости $\chi=65°$	35,6 м
Колея шасси	5,4 м
База шасси	17,8 м

Вид сверху

Вид спереди

Крыло в положении $\chi=6$

$\chi=35°$

Вид справа

Полетное положение $\chi=65°$
с выпущенной штангой
топливоприемника

Ту-160

Схема самолета Ту-160

· Непосредственно к балке центроплана (по ее торцам) крепятся монолитные титановые узлы поворота (шарниры) крыла, передающие нагрузки, приходящие с консолей крыла. Узлы, расположенные на 25% размаха крыла, соединяются с балкой и консолями с помощью срезных болтов (на опытном самолете соединение узлов с балкой выполнено сварным) и представляет собой наиболее сложный агрегат планера.

· Консоли крыла, выполненные из высокопрочных алюминиевых и титановых сплавов, пристыкованы к шарнирам и могут поворачиваться в диапазоне углов стреловидности от 20 до 65° гидромеханическими приводами с винтовыми преобразователями.

Основным силовым элементом крыла является кессон, который образован семью фрезерованными панелями длиной 20 м, пятью фрезерованными и сборными лонжеронами, а также шестью нервюрами. Непосредственно к кессону крепятся узлы, агрегаты и элементы взлетно-посадочной механизации, флапероны и аэродинамические законцовки.

Центральная часть самолета включает в себя собственно фюзеляж, неподвижную («наплывную») часть крыла, встроенную балку центроплана и гондолы двигателей. Фюзеляж вместе с центральной частью крыла образуют единый технологический агрегат.

В носовой части фюзеляжа полумонококовой конструкции, которая начинается с радиопрозрачного оживального обтекателя бортовой радиолокационной станции (РЛС), находится носовой отсек оборудования. В отсеке размещены блоки радиоэлектронного оборудования. За отсеком начинается герметическая зона, в которой размещены кабина экипажа и основные технические отсеки. Кабина экипажа предусматривает размещение четырех человек с относительно комфортабельными условиями работы и отдыха в полете. Летный экипаж при выполнении своих обязанностей размещается в катапультных креслах К-36ЛМ, которые обеспечивают спасение экипажа во всех аварийных ситуациях и случаях боевого поражения во всем диапазоне высот полета и на земле. Каждый член экипажа имеет

индивидуальное высотно-спасательное снаряжение. В технических отсеках кабины установлено основное радиоэлектронное оборудование и предусмотрены специальные места отдыха членов экипажа при выполнении длительных перелетов, шкафы для разогрева пищи, туалетные блоки. Вход в кабину экипажа производится через нижний люк в нише шасси со специального наземного трапа-стремянки или с помощью бортовой телескопической лестницы.

Непосредственно за кабиной последовательно расположены два унифицированных отсека вооружения длиной по 11,2 м, шириной 1,9 м, оснащенные встроенными узлами для подвески практически любой номенклатуры авиационного вооружения. Предусмотрена механизированная система подвески вооружения, системы крепления. В отсеке размещена также электрокоммутационная аппаратура для систем управления вооружением. На торцевых и боковых стенках отсеков вооружения также размещены блоки и агрегаты самолетных систем, включая системы управления створками отсеков.

Между отсеками вооружения расположена балка центроплана. В наплывной и хвостовой частях самолета расположены топливные кессон-баки. В носовой негерметизированной части наплыва находятся агрегаты системы кондиционирования и жизнеобеспечения.

Центральная часть самолета органически объединяет гондолы двигателей, ниши шасси с отсеком вооружения и собственно хвостовую часть фюзеляжа. Это наиболее сильно нагруженный агрегат самолета из-за сложной завязки и больших деформаций конструкции в этой зоне.

Для упрощения схемно-конструктивной завязки крыла и центральной части планера была разработана оригинальная конструкция, позволяющая образовать хорошее сочетание агрегатов и рационально необходимую аэродинамическую схему при различных положениях крыла. Основным элементом этого решения стали т.н. «гребни» — отклоняемые корневые части закрылков, синхронно отслеживающие поворот консолей от крейсерской до максимальной стреловидности. Установленные на мотоотсеках обтекатели делают переходные зоны между агрегатами при изменении стреловидности крыла более плавными.

Хвостовое оперение выполнено по однокилевой схеме. Цельноповоротный стреловидный стабилизатор для исключения воздействия струи двигателей установлен на 1/3 высоты вертикального оперения. Конструкция стабилизатора включает кессоны с узлами поворота. Киль, являющийся верхней частью вертикального оперения, выполнен также цельноповоротным и конструктивно подобен стабилизатору.

Шасси имеет носовую управляемую стойку и две основные стойки, расположенные за центром масс самолета. Колея шасси 5400 мм, база шасси 17 800 мм. Размер основных колес 1260×485 мм, носовых 1080×400 мм. Носовая стойка шасси, расположенная под кабиной экипажа в негерметичной нише (напомним, что в ней расположен вход в кабину экипажа), снабжена двухколесной тележкой с аэродинамическим дефлектором и щитками, которые прижимают воздух к ВПП, обеспечивая защиту воздухозаборников двигателей от попадания осадков (воды, снега) и грязи на вход двигателей. Носовая стойка убирается поворотом назад по полету.

Две основные стойки шасси с трехосными шестиколесными тележками крепятся непосредственно к центроплану и убираются назад по полету в специальные отсеки-ниши. Оригинальная конструкция основных стоек позволяет им «укорачиваться», что позволяет разместить шасси в отсеки минимальных размеров. При выпуске, напротив, предусмотрено «смещение» каждой стойки во внешнюю сторону, что увеличивает колею шасси на 600 мм (по сравнению с осями отсеков). Конструкция шасси позволяет эксплуатировать самолет со всех существующих аэродромов дальней авиации России без проведения дополнительных работ по усилению ВПП.

Силовая установка состоит из четырех двухконтурных турбореактивных форсажных двигателей НК-32. Двигатели размещены в гондолах попарно, разделены противопожарными перегородками. Силовые установки автономны по всем системам.

Очень короткие многорежимные воздухозаборники обеспечивают работу двигателей во всем диапазоне высот и скоростей. Спаренные воздухозаборники с вертикальным клином установлены под передним наплывом крыла.

За нишей основного шасси установлена вспомогательная силовая установка.

Топливная система выполняет функции питания двигателей топливом, балансировки самолета, охлаждения воздуха для СКВ. Самолет оборудован системой дозаправки в воздухе типа «шланг-конус». В нерабочем положении штанга убирается в носовую часть фюзеляжа.

Гидравлическая система самолета четырехканальная с рабочим давлением 280 бар.

Управление самолетом осуществляется многократно резервированной аналоговой электродистанционной системой. Управление по каналам тангажа, крена и рыскания обеспечивает оптимальные характеристики устойчивости и управляемости по всем режимам полета. Резервное управление обеспечено при помощи механической системы с ограниченными функциями. Управление самолетом по тангажу осуществляется при помощи изменения положения цельноповоротного стабилизатора, по крену — флаперонами и интерцепторами, по курсу — изменением положения цельноповоротного киля. Самолет имеет автоматическую систему предупреждения и ограничения выхода на предельные режимы полета. Ручное управление самолетом осуществляется при помощи центральной ручки управления.

Многократно резервированный прицельно-навигационный комплекс обеспечивает автоматический полет и боевое применение в любое время суток, практически без ограничений по метеоусловиям. На самолете используются инерциальная система, астроинерциальная система, система спутниковой навигации, многоканальный комплекс связи, развитая система электронного противодействия, включающая активные и пассивные системы помех. В носовой части самолета установлена навигационно-прицельная РЛС для обнаружения крупных морских и наземных целей на больших удалениях. Установлен также оптоэлектронный бомбардировочный прицел, обеспечивающий бомбометание с высокой точностью при низких уровнях оснащенности.

В хвостовом конусе размещены контейнеры с ИК-ловушками и дипольными отражателями. В этой же зоне расположен теплопеленгатор.

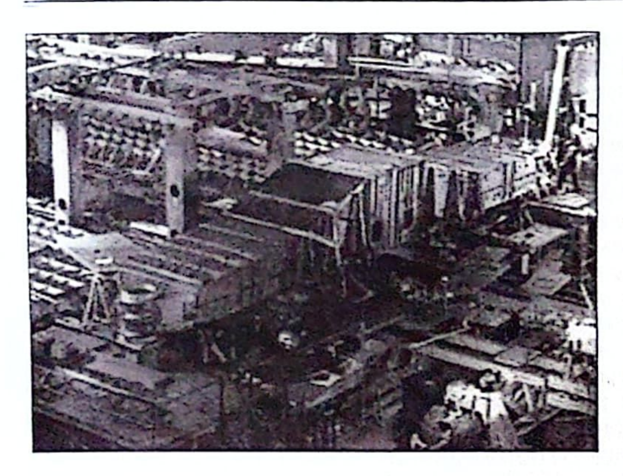
Общее число цифровых процессоров, автономно и в сетевой структуре обеспечивающих работу систем и оборудования, превышает 100 единиц. Каждое рабочее место штурмана оборудовано специализированными бортовыми ЦВМ.

На приборных досках летчиков установлены стандартные электромеханические приборы, аналогичные тем, которые применяются на других боевых самолетах (например, Ту-22). Кабина максимально упрощена, но при этом обеспечен максимум удобств для экипажа, выполняющего длительные полеты.

Организация работ

Общее руководство и координацию работ по созданию самолета Ту-160 осуществлял Генеральный конструктор А.А. Туполев. Непосредственно руководил главный конструктор В.И. Близнюк. Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования разрабатывался под руководством заместителя главного конструктора Л.Н. Базенкова.

Создание самолета Ту-160 потребовало решения комплекса проблем, связанных со следующим этапом технического перевооружения отечественной авиационной промышленности, разработкой и освоением новых конструкционных материалов, созданием уникального технологического и станочного оборудования. Учитывая сложность и масштабность задач, этой работой руководили непосредственно министр авиационной промышленности П.В. Дементьев, а затем, после его смерти, И.С. Силаев. Ход работ по программе координировался заместителями министра И.С. Силаевым, А.В. Болботом и В.Т. Ивановым. А.В. Болбот возглавлял координационный совет по самолету Ту-160, Г.Б. Строганов — центральную комиссию по технологическому обеспечению серийного производства. Ю.А. Затейкин и Ю.А. Бардин координировали разработку систем БРЭО. Повседневную помощь и поддержку оказывал



Изготовление опытного самолета

начальник главного упраления по тяжелым самолетам В.Т. Иванов.

Большой вклад в создание самолета Ту-160 вложили ученые и инженеры многих институтов промышленности, в первую очередь ЦАГИ, ЛИИ, НИИАС, ВИАМ, НИАТ. Руководители этих институтов Г.П. Свищев, К.К. Васильченко, Е.А. Федосов, Р.Е. Шалин, И.С. Селезнев, С.П. Крюков, К.К. Филиппов смогли сформулировать и решить основные проблемы по своей тематике.

На всех этапах создания самолета Ту-160 активные консультации и практическую помощь оказали представители Заказчика, как Главного штаба ВВС, так и структур дальней авиации. Главнокомандующий ВВС П.С. Дейнекин, командующий дальней авиацией В.В. Решетников, командиры дивизий, технические специалисты ВВС всех уровней заинтересованно решали практические вопросы на всех этапах создания самолета. Приведем показательный пример. Конструкторы предложили для управления самолетом использовать центральную ручку управления вместо традиционных штурвалов, применяемых на тяжелых самолетах много лет. На начальном этапе это вызвало резко отрицательную реакцию со стороны летчиков, постоянно летавших на самолетах Ту-95, и прекрасные отзывы от летчиков-испытателей и летчиков, которые ранее летали на истребителях и перешли на тяжелые самолеты. Командующий дальней авиацией В.В. Решетников, сам прекрасный летчик, в самое сложное время активно поддержал «ручку управления», применение которой в сочетании с характеристиками электродистанционной системы управления позволило обеспечить легкое и точное управление. Дальнейшие испытания и опыт эксплуатации полностью подтвердили правильность решения конструкторов по центральной ручке управления.

Большинство из сложнейших инженерно-проектных задач на начальном этапе было решено ведущими специалистами Г.А. Черемухиным, В.И. Корнеевым, А.Л. Пуховым, В.И. Рулиным, Е.И. Шехтерманом, И.С. Калыгиным, В.Т. Климовым, Е.И. Холоповым, В.В. Бабаковым, А.С. Семеновым, З.А. Приоровой и возглавляемыми ими коллективами.

Решением проблемных вопросов по обеспечению прочности и оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета Ту-160 руководил В.В. Сулименков, талантливый ученый-практик. В.В. Сулименков одним из первых разобрался в сложных вопросах сочетания нагрузок на дозвуковых и сверхзвуковых самолетах нового поколения для обеспечения многократного повышения ресурса и сроков службы. Ему пришлось решать проблемы проектирования нового крыла для самолета Ту-154М для исправления ошибок, связанных с неправильной оценкой свойств новых материалов. Он был руководителем работ и самым активным участником исправления допущенных на первых этапах ошибок в решении проблем прочности на самолете Ту-144. Под его руководством ведущие прочнисты ОКБ Туполева И.Б. Гинко, В.П. Шунаев, В.А. Игнатушкин, И.К. Куликов и возглавляемые ими коллективы обеспечили надежное обоснование нагрузок, выполнение прочностных расчетов, создание методик расчетов на прочность для конструкторов всех направлений. Этот коллектив совместно со специалистами ЦАГИ и СибНИИА провел огромную программу прочностных и ресурсных испытаний конструктивных образцов, натурных агрегатов и полноразмерного планера самолета, для оценки и подтверждения ресурса самолета. Учитывая сложность и необычность силовой схемы самолета, типовым статическим испытаниям

самолета предшествовала большая программа испытаний образцов, узлов и элементов конструкции, в их числе была конструктивно подобная модель самолета в 1/3 натуральной величины (документация на модель и испытательный стенд была разработана по инициативе и под руководством Д.И. Гапеева). В результате серийные самолеты Ту-160 по основным элементам планера стали полностью соответствовать опытному самолету, а отличия были связаны только с внедрением новых высокопрочных материалов, которые внедрялись в металлургии и на серийном авиационном производстве.

Разработку чертежей планера вели бригады О.Н. Головина, В.М. Баринова, Н.Т. Козлова, А.С. Прыткова, С.И. Петрова, В.Г. Резвова, И.С. Лебедева, Д.И. Гапеева, Ю.Л. Лапонова. Общее руководство разработкой конструкции осуществлял И.Ф. Незваль, старейший работник ОКБ и один из ближайших сподвижников А.Н. Туполева (до Великой Отечественной войны Иосиф Фомич был одним из известных конструкторов самолетов, а во время войны обеспечивал серийное производство дальних бомбардировщиков — летающих крепостей ТБ-7).

Проектирование шасси выполнялось под руководством талантливого инженера и руководителя Я.А. Лившица. Активную помощь ему оказывали М.Т. Иванов и В.Н. Волков. Отметим, что оригинальная конструкция шасси на самолетах Ту-144 и Ту-160 позволила обеспечить целый ряд разноречивых условий, но потребовала серьезной отработки на стендах и при летных испытаниях.

Разработку силовой установки выполнял коллектив моторного подразделения под руководством В.М. Вуля. Огромный вклад в разработку этого важнейшего для самолета комплекса внесли ведущие специалисты ОКБ В.В. Малышев, Е.Р. Губарь, Н.Н. Фураева, В.А. Леонов, В.М. Дмитриев и возглавляемые ими коллективы. В тесном взаимодействии с прославленным коллективом Генерального конструктора двигателей Н.Д. Кузнецова, который лично внес огромный творческий вклад в создание двигателя НК-32 и решение сложных задач его стыковки с самолетными системами, была решена сложнейшая задача создания силовой установки, которая по весовым и тяговым характеристикам не имеет себе равных в мире до настоящего времени. Двигатель НК-32 создавался на базе двигателей НК-144, НК-22 и НК-25.

Разработкой систем управления, механизации и гидрооборудования руководил начальник подразделения А.С. Кочергин. Разработку схем систем управления, идеологии автоматического и штурвального управления обеспечивали ведущие специалисты В.М. Разумихин, В.И. Гониодский и М.И. Лейтес со своими коллективами.

Идеология применения и выбор состава бортового радиоэлектронного оборудования была реализована под руководством Л.Н. Базенкова. Конкретными работами по выпуску технической документации по оборудованию руководили начальник подразделения Ю.Н. Каштанов, ведущие специалисты И.А. Рапопорт, В.А. Вишневский и многие другие.

Серьезные исследования в области вооружения и вся практическая работа по внедрению современных методов и средств были проведены под руководством Д.А. Горского ведущими специалистами ОКБ в этой области И.И. Третьяковым, В.С. Демченко, А.С. Смирновым и их коллективами.

На самолете Ту-160 реализованы современные методы диагностики как в полете, так и при проведении наземных технических работ. Большую работу по внедрению относительно новых систем регистрации, в том числе боевого документирования, выполнил коллектив под руководством В.А. Саблева (Н.С. Борцов, В.А. Нагорнов, В.В. Писарев, В.М. Козлов).

С использованием опыта разработок и результатов испытаний самолета Ту-144 были централизованно решены вопросы тепловой защиты. Коллективы В.А. Андреева и Г.Т. Кувшиновой обеспечили необходимые расчеты и исходные данные для основных рабочих зон по режимам и условиям полетов.

Высотное оборудование проектировалось в подразделении С.В. Дроздова. Ведущие специалисты Л.Д. Дубровин, В.Н. Фадеев, А.В. Бабочкин, Г.А. Стерлин, В.С. Зоншайн, В.Г. Дудик, имевшие огромный опыт создания систем для самолетов Ту-22 всех модификаций, использовали также опыт самолета Ту-144 для создания эффективных систем охлаждения оборудования и условий нормальной жизнедеятельности для членов экипажа.

При проектировании систем самолета Ту-160 получили дальнейшее развитие программно-математические методы проектирования и изготовления деталей. Внедрение новых методов в практику проводилось под руководством И.Л. Миндрула, Б.П. Белоглазова, И.П. Сандрыкина, А.С. Маркова. В значительной степени совершенство и изящество форм самолета Ту-160 связано с тем, что впервые в практике ОКБ внешняя поверхность самолета была описана математически. По программам были изготовлены рубильники стапелей, шаблоны, большое количество деталей и узлов как для производственной оснастки, так и для самолетов.

Практически одновременно с проектированием самолета были начаты работы по созданию мощной лабораторной базы для опережающей отработки агрегатов и функциональных систем самолета в целом. Всего было построено 112 стендов и установок, которые позволили решить многочисленные задачи совершенствования конструкции самолета и сокращения времени на доводку и летные испытания. В их числе: стенд узла поворота консолей крыла, натурный стенд управления, стенд аварийного покидания на ракетной дорожке, стенд электроснабжения, комплексный стенд полунатурного моделирования КПМ-1600 (совместно с НИИАС), комплекс стендов топливной системы, стенд воздухозаборника, летающая лаборатория для отработки двигателя НК-32, стенд шасси, стенд грузовых и многие другие. Организацией работ по стендам руководили А.В. Мещеряков и В.П. Воронков.

Как и было принято, первый (опытный) самолет изготавливался на опытном заводе ОКБ Туполева с привлечением всех филиалов. Затем был построен второй опытный самолет и натурный планер для статических прочностных испытаний. Изготовление опытного самолета позволило совместить отработку технологий сборки нового самолета и огромный комплекс работ по организации выпуска новых крупногабаритных полуфабрикатов и заготовок из высокопрочных титановых и алюминиевых сплавов, технологически верно внедрять комплекс новейшего технологического оборудования, целенаправленно вводить на серийных заводах уже отработанную на опытном производстве технологию. Разработанные под руководством С.А. Вигдорчика, Э.М. Румянцева, В.В. Садкова оптимальные технологические процессы, в том числе и для новых материалов, были успешно внедрены на серийных заводах. Одновременно осваивались и новые неметаллические материалы, внедрение которых координировал коллектив под руководством Б.А. Пешехонова и В.П. Ажажи.

Технология производства самолета, полностью апробированная на опытном производстве ОКБ Туполева, включила наиболее эффективные современные технологические процессы, такие как сварка титана, механическая обработка крупногабаритных панелей и узлов, клейка трехслойных панелей и т.д.

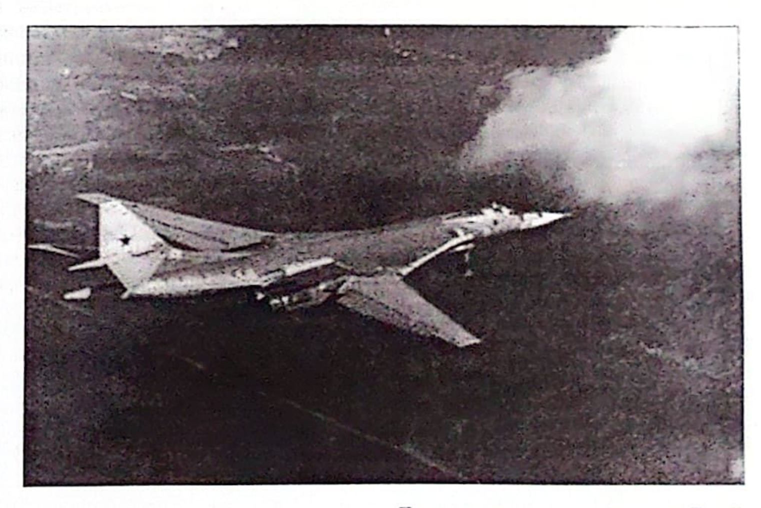


Первая рулежка опытного самолета Ту-160

В конструкции мотогондол были использованы сварные тонкостенные титановые и трехслойные алюминиевые панели. Воздухозаборники собраны в основном из клепаных панелей из АК4-1ч. Большое внимание было уделено выбору и обеспечению производства оптимальных полуфабрикатов из алюминиевых и титановых высокопрочных сплавов.

В качестве основных были приняты материалы, прошедшие проверку на самолете Ту-144. В их числе — теплостойкий алюминиевый сплав АК4-1ч, титановый сплав ОТ-4, а также новые, освоенные металлургической промышленностью высокопрочные сплавы с большой вязкостью разрушения В95пч-Т2 и ВТ-6ч.

В качестве полуфабрикатов из алюминиевых сплавов применены крупногабаритные ковано-катаные плиты и прессованные профили большого сечения; крупногабаритные шестимиллиметровые листы для обшивок; крупногабаритные поковки и штамповки. Широко применялись титановые полуфабрикаты в виде плит, прессованных панелей, штамповок и поковок.



Первый полет опытного самолета Ту-160

Для производства агрегатов самолета был создан и использован комплекс технологического оборудования, включавший линии крупногабаритных металлообрабатывающих станков, обтяжных прессов, закалочных, сварочных и термообрабатывающих печей и установок, в числе которых целый ряд уникальных установок, таких как ЭЛУ-24, УВН 4500м.

Было освоено производство сварного центроплана совместно с узлами поворота.

Широко применялись моноблочные кессоны крыла, собранные из монолитных панелей и профилей, длиной 20 м.

Фюзеляж собирался из



Руководители испытаний и экипаж опытного самолета Ту-160. Первый ряд: Ю.Горбаненко, В.Михайлов, С.Агапов, М.Козел, В. Красиков, Б.Веремей. Второй ряд: В.Бабаков, О.Алашеев, В.Вахненко, А.Гусев, В.Климов, А.Яшуков, Г.Зудилов, В.Иванов, В.Близнюк, М.Зубков, А.Кудряшов



Первые полеты военных... (в центре генерал-майор Л.В. Козлов)

крупногабаритных листов, профилей и штамповок с использованием специальной клепки.

Агрегаты управлений и механизации крыла (стабилизатор, киль, флапероны, закрылки и т.д.) выполнялись с широким использованием композиционных и металлических клееных панелей с сотовым заполнителем.

Кроме непосредственно технических вопросов пришлось решать и проблемы транспортировки крупногабаритных агрегатов самолета. Планер для прочностных испытаний был перевезен из Казани в Москву по водному пути через канал Москва–Волга. Горизонтальное оперение доставлялось на наружной подвеске самолета Ту-95. Для доставки агрегатов и двигателей широко применялся грузовой самолет Ил-76.

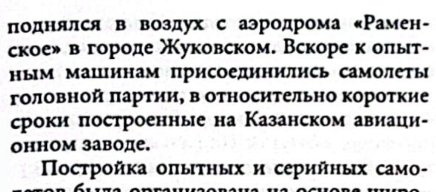
Первый летный образец (самолет 01) был перевезен из Москвы в Жуковский, где он был окончательно собран, отработан и 18 августа 1981 года выкачен на летное поле для проведения аэродромных отработок. Огромный вклад в развитие программы самолета Ту-160 внесли работники опытного завода под руководством В.И. Databookдько, А.В. Мещерякова, В.П. Николаева, Г.Ф. Волкова, М.А. Бормашенко, В.В. Антамохина, В.П. Фадеева.

Наземные отработки и летные испытания были проведены под руководством начальника ЖЛИиДБ В.Т. Климова и его заместителя В.Г. Михайлова. Летно-конструкторские испытания вели летчики Б.И. Веремей, С.Т. Агапов, В.В. Павлов, В.Н. Матвеев, В.А. Дралин, штурманы М.М. Козел, А.В. Еременко при методическом и организационном обеспечении бригадой ведущих инженеров под руководством А.К. Яшукова. По принятой в ЖЛИиДБ методике испытаний, каждый самолет был закреплен за ведущим летчиком и ведущим инженером. На разных этапах испытаний сложнейшие летные испытания обеспечивали начальник ЛИ-Ка М.В. Ульянов, ведущие инженеры Р.А. Енгулатов, А.П. Гусев, В.А. Наумов. Координацию работ по подготовке самолетов к полетам и оперативное устранение возникающих дефектов обеспечивали ведущие инженеры ОКБ В.В.Бабаков, Е.Л. Корнилов, В.В. Терешин, Е.А. Алешин и другие. Огромная работа по отработке двигателей и обеспечению оперативных доработок силовой установки выполнялась ведущим инженером ОКБ Ю.С. Горбаненко.



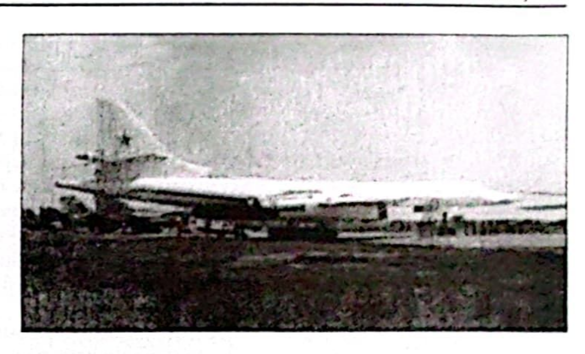
Первый мировой рекорд экипажа Б.Веремея (Б.Веремей, Г.Шеповал, М.Козел, А.Еременко). Крайний слева: спортивный комиссар ФАИ А.Павлов.

18 декабря 1981 года первый опытный самолет, пилотируемый экипажем под командованием летчика-испытателя Героя Советского Союза Б.И. Веремея (летчики Б.И. Веремей, С.Т. Агапов и штурманы М.М. Козел, А.В. Еременко) впервые



поднялся в воздух с аэродрома «Раменское» в городе Жуковском. Вскоре к опытным машинам присоединились самолеты головной партии, в относительно короткие сроки построенные на Казанском авиационном заводе.

Постройка опытных и серийных самолетов была организована на основе широкой кооперации серийных заводов. Крылья и мотоотсеки изготавливал Воронежский авиационный завод, оперение и воздухозаборники — Иркутский авиационный завод, фюзеляж, центроплан и узлы поворота консолей крыла изготавливал Казанский авиационный завод, который затем проводил и общую сборку серийных самолетов, шасси изготавливал Куйбышевский агрегатный завод.



Серийный самолет на параде

Не обходя вниманием никого из участников этой гигантской работы, мы тем не менее не можем не отметить особый вклад в программу Казанского авиационно-производственного объединения им. Горбунова, подготовившего и выпустившего в кратчайшие сроки головную партию самолетов Ту-160 и успешно освоивших их серийное производство. Талант, воля и неукротимая энергия генерального директора КАПО В.Е. Копылова, главного инженера С.Г. Хисамутдинова, заместителей главного инженера Н.Р. Ахтямова, А.А. Хабибулина, Г.Я. Фомина и других руководителей, помноженные на самые лучшие качества инженерно-технических работников этого объединения, сыграли решающую роль в оперативном освоении сложнейшего и, к сожалению, не до конца использованного производственного потенциала.

В государственных и совместных испытаниях участвовали два опытных и четыре серийных самолета. Комплексная программа наземных и летных испытаний обеспечила необходимый объем предварительных проверочно-доводочных отработок и включала также посадку в сверхзвуковой конфигурации, полет на сверхзвуковой скорости со снятыми крышками люков аварийного покидания, полеты на обесточенном самолете на резервной механической системе управления и т.д.

В ходе летно-конструкторских испытаний было немало драматических ситуаций, таких как нелокализованное разрушение двигателя с возникновении пожара, столкновения с птицами, посадка на бетонную полосу с невыпущенной и незафиксированной основной тележкой шасси, полет и посадка с полным отказом электроэнергетики, прерванные полеты в исключительно неблагоприятных условиях. Во всех случаях аварийные ситуации не перерастали в катастрофическую. В процессе летных испытаний из-за разрушения двигателя и пожара была потеряна одна машина. Экипаж В.В. Павлова катапультировался. При сложных наземных отработках трагически погиб талантливый инженер Ю.С. Горбаненко.

На следующих этапах к испытаниям подключились военные специалисты. Инженеры ГосНИИ ВВС придирчиво рассмотрели результаты летно-конструкторских испытаний, выполненных летными экипажами промышленности, и составили жесткую программу завершения работ, включая работы по боевому применению. Летчики-испытатели ВВС М.И. Поздняков, В.С. Смирнов, Л.В. Козлов, Н.Ш. Сатаров, С.С. Попов, штурманы В.С. Неретин и другие провели долгие часы испытаний, подтвердив высокие характеристики самолета Ту-160 и уровень выполнения требований Заказчика.

По результатам испытаний были проведены конструктивные мероприятия и внесены соответствующие уточнения в конструкцию самолета, регламенты и инструкции по эксплуатации.

Совместно с летчиками-испытателями ВВС на завершающем этапе испытаний были выполнены специальные полеты, в которых зафиксированы 44 мировых рекорда по различным классам.

С этого времени самолет был принят на вооружение и выпускался серийно. Первая группировка

стратегических самолетов стала создаваться на Украине на аэродроме вблизи города Прилуки. Вторая группировка должна была быть создана в городе Энгельсе. К сожалению, это совпало с трагическими событиями распада СССР и образованием независимых государств, что во многом определило дальнейшую судьбу самолетов Ту-160.

После распада СССР на территории Украины остался 21 самолет Ту-160. Как уже было указано, базировались эти самолеты на аэродроме в Прилуках (Черниговская область). На начальном периоде стратегические самолеты были для украинцев одним из атрибутов национальной независимости и суверенитета: не всякая страна может позволить себе иметь стратегическую авиацию. Как это ни странно, но повторилась историческая ситуация, которая сложилась в отношениях между Россией и Украиной после Октябрьской революции 1917 года. Тогда Украине отошли две эскадрильи самолетов «Илья Муромец», которые использовались русской армией в боевых действиях против немцев. Самолеты были разграблены и в Россию не вернулись.

Скоро выяснилось, что содержание современных бомбардировщиков Ту-160 для Украины слишком дорого. Для полета на максимальную дальность одному Ту-160 нужно 150 т керосина. Даже для учебного полета требуется не менее 40 т. Украина потеряла связи с разработчиком самолетов и Казанским авиационно-производственным объединением. Резко выявился недостаток в квалифицированных специалистах. Число полетов сократилось до 10 в год с меньшим количеством самолетов.

В 1995 году начались переговоры о покупке Россией 10 самолетов, которые могли быть доведены до работоспособного состояния или были исправны. Коммерческие отношения уже прочно вошли в жизнь в обеих странах, и переговоры начались с обсуждения приемлемых цен на самолеты. Россия предложила оценить самолеты в 25 миллионов долларов за самолет и произвести зачеты задолженности Украины по газу с учетом этой цены. Но переговоры закончились безрезультатно: предложенная Россией цена показалась тогда Украине смехотворной. Именно в это время к этим вопросам подключились США. Учитывая, что сохранение самолетов Ту-160 на Украине было выгодно США с точки зрения ослабления стратегической группировки России, специалисты США применили несколько схем для решения этой задачи. На правительственном уровне было согласовано политическое соглашение о проведении работ по так называемой программе Нанна-Лугара, специальной программе «оказания помощи в конверсии оборонных предприятий». С 1997 года Украина приступила к уничтожению стратегических бомбардировщиков Ту-160 на выделенные по программе Нанна-Лугара деньги. До конца года были утилизированы два самолета. Украина получила по 1 млн долларов за каждый самолет. Но этого показалось мало. Были сделаны многочисленные попытки получения средств за самолеты путем привлечения частных фирм. Было подписано соглашение о намерениях с американской компанией International Corporation о продаже ей трех самолетов Ту-160 и комплектов запасных изделий за 20 млн долларов для переоборудования самолетов в носители ракет для запуска спутников. Организацией запусков должна была заниматься другая американская фирма — Orbital Network Services Corporation. От нее Украина должна была получать еще 20% прибыли от эксплуатации переоборудованных самолетов Ту-160.

Попытка Украины продать частной компании стратегические российские бомбардировщики (в нарушение всех принципов договоров о разоружении, включая СНВ-2) вызвали резкий протест в России. Вопрос многократно обсуждался на самом высоком уровне, включая Государственную думу. Было признано необходимым оказать давление по дипломатическим каналам. В этой ситуации Россию неожиданно поддержали и официальные лица США, которые высказались против любого нарушения Украиной основополагающих положений международных договоров, в соответствии с которыми все украинские Ту-160 должны быть уничтожены до конца 2001 года — за исключением тех, что останутся в качестве музейных экспонатов.

В 1999 году было достигнуто соглашение о возвращении отдельных самолетов в Россию, и первые восемь самолетов уже вернулись на базу Энгельса. Учитывая, что Казанское авиационно-производственное объединение сумело сохранить производственный потенциал и готово продолжать серийное производство самолетов, возможно, скоро откроется новая страница в развитии программы самолетов Ту-160.


Общий вид комплекса «Бурлак»

В совокупности с находящимися вот уже сорок лет на вооружении ракетоносцами Ту-95 самолеты Ту-160 представляют собой одну из трех составляющих отечественной стратегической триады, каждый элемент которой взаимно дополняет друг друга для сдерживания возможных агрессоров.

За последние годы, к сожалению, произошли существенные отрицательные изменения как в состоянии группировки стратегических бомбардировщиков, так и в состоянии научно-производственного потенциала, обеспечившего производство и эксплуатацию стратегических комплексов в дальней авиации России. Не лучше обстоят дела и с обеспечением летных испытаний, направленных на расширение возможностей боевых комплексов и обеспечение безопасности полетов. По нашему мнению, роль и значение дальней авиации как наиболее экономичного мобильного ударного средства национальной безопасности России существенно возрастает, что связано как с ухудшением геостратегических условий (после распада СССР), так и с реализацией новых оборонных доктрин: обеспечением мобильности вооруженных сил, преодолением недостатков слабо развитой инфраструктуры наземного обеспечения войск, возможностью локальных конфликтов. Очевидно также, что авиационная составляющая во многом определяет возможный порог сокращения ядерных вооружений через внедрение современного неядерного высокоточного оружия.

Технологией создания современных тяжелых бомбардировщиков и систем их вооружения, в том числе высокоточных крылатых ракет большой дальности, в полном объеме практически располагают только эти две страны, поэтому сохранение научно-производственного потенциала по этим направлениям является национальной задачей, решение которой сохранит авторитет России как одной из ведущих авиационных держав.

Интересны и возможны и другие решения по применению самолета Ту-160 как носителя. Одним из них является использование его в системе запуска спутников. По программе конверсии на базе самолета Ту-160 и научно-технического задела по авиационным и ракетным системам АНТК им. А.Н. Туполева, МКБ «Радуга», ОКБ МЭИ, НИИАС и рядом других организаций промышленности был разработан проект авиационно-космического комплекса «Бурлак», предназначенного для вывода на орбиту «малых» спутников для создания системы связи, спутниковой навигации, контроля, поиска полезных ископаемых и т.д. Экологически чистый, экономичный, мобильный и оперативный комплекс «Бурлак» обеспечивает вывод на любую заданную орбиту космических аппаратов как для создания многоспутниковых систем, так и для их поддержания в рабочем состоянии, с заменой выработавших ресурс или вышедших из строя спутников.

Применение комплекса Ту-160СК обеспечивает:

- формирование любой плоскости околоземной орбиты спутника;
- пуск из любой точки земли, в том числе с экватора;
- независимость пуска от времени суток и погодных условий;
- повышение безопасности запуска, так как запуски могут проводиться вдали от населенных пунктов при минимальных зонах отчуждений;
- возможность запуска коммерческого спутника с территории государства-заказчика;
- максимальное сохранение научно-технических секретов.

Технически использование самолета-носителя Ту-160 в качестве 1-й ступени для запуска космических ракетных разгонщиков ИСЗ «Бурлак» дает возможность:

— уменьшить начальную массу космического разгонщика;

— исключить вертикальный участок траектории с обеспечением начальной скорости ракеты 220–500 м/с (M= 0,8–1,7) на высотах 9–13 км;

— устранить необходимость содержания и обслуживания дорогостоящих стартовых комплексов.

В 1993 году самолет Ту-160 с макетом космического разгонщика «Бурлак» был представлен на Парижском авиационном салоне и вызвал огромный интерес у специалистов и публики.

В целом создание самолета Ту-160 стало подлинной технической революцией в тяжелом самолетостроении, которая обеспечивала высокое весовое совершенство конструкции самолета, двигателей и систем бортового оборудования и позволила реализовать необходимый уровень весовой отдачи в наиболее оптимальной для многорежимного самолета схеме с изменяемой стреловидностью крыла. Тяжелый многоцелевой и многорежимный ракетоносец-бомбардировщик Ту-160 с изменяемой геометрией крыла, по оценкам специалистов, и на сегодня является самым мощным авиационным комплексом в мире.

6 Новые исследования по сверхзвуковым самолетам

Борьба началась: кто победит,
нетрудно предсказать: рано или поздно
победит новое начало.
Таков путь истории.
А.И. Герцен

В США никогда не снимался с повестки дня вопрос: «Правильно ли сделало Правительство США, оставив европейцам и СССР поле сверхзвукового транспортного самолета? А если это все-таки была ошибка, то что необходимо сделать, чтобы сократить возникшее отставание США и подойти к состоянию, когда страна будет иметь возможность снова развернуть эту или подобную программу?»

Уже в 1972 году президент Никсон поручил НАСА разработать и провести исследования по программе сверхзвукового самолета второго поколения. Такие программы под названиями «Advanced Supersonic Technology», «Supersonic Cruise Aircraft Research», «Supersonic Cruise Research» проводились американским федеральным институтом НАСА начиная с 1972/1973 бюджетного года до 1982/1983 года. В бюджете США начиная с 1972 года предусматривалось ежегодное финансирование на сверхзвуковые исследования в объеме от 8 до 12 млн долларов. Дополнительно финансировались исследования в области современных силовых установок и нового типа двигателя изменяемого цикла. По заказам НАСА фирмы исследовали также возможности различных аэродинамических схем, в том числе и нестандартных (многопалубные конструкции, двух-трехфюзеляжные схемы, объемные компоновки и т.д.). Исследования по этим программам не были ориентированы на конкретные задачи проектирования какого-то типа СТС. Была поставлена стратегическая задача — идентифицировать основные проблемы, выявить новые технологии, предложить новые конструктивные решения.

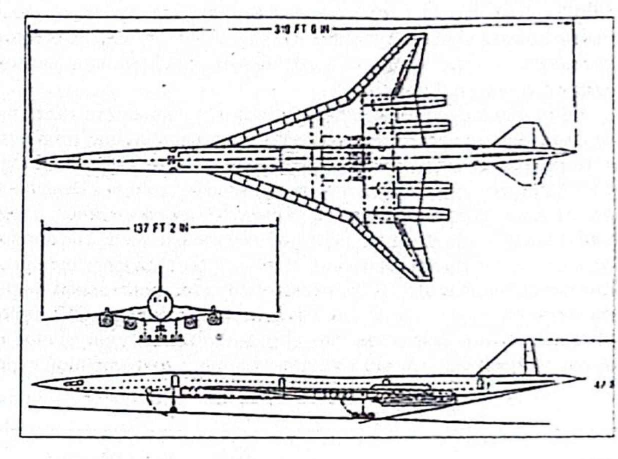
В 1976 году НАСА в результате двухгодичной программы работ оценило предполагаемый мировой рынок для СТС-2 в 300 самолетов. Половину этого количества должны были приобрести авиакомпании США для того, чтобы решить в свою пользу конкуренцию на рынке тихоокеанских перевозок. Остальные самолеты, по прогнозу, должны были приобрести авиакомпании мира, чтобы не отстать от авиакомпаний США в конкурентной борьбе. Одновременно по заданию НАСА три американские самолетостроительные фирмы выполнили эскизные проекты и представили три различных проекта СТС второго поколения. Фирма «Боинг» предложила самолет интегральной схемы с двигателями изменяемого цикла. Фирма МакДоннелл-Дуглас — схему со стреловидным крылом и силовой установкой на базе современных двигателей. Фирма Локхид предложила проект самолета со стреловидным крылом, у которого двигатели расположены на крыле и под крылом.

Шли сложные политические дебаты в конгрессе США. Проводились аналитические исследования в Офисе технологических нововведений и Службе аналитических исследований при конгрессе США. Обе организации стали инициаторами официальных слушаний в конгрессе по вопросам СТС. Выводы и заключение после слушаний были положительными: «Несмотря на отдельные временные спады, мировой рынок воздушных перевозок будет расти весьма существенно. Доминирующими останутся дозвуковые самолеты, но перспективный сверхзвуковой транспортный самолет за счет большой производительности может при определенных условиях отобрать часть рынка дальних перевозок». Было определено основное условие реализации этих планов — внедрение таких технологий и получение таких характеристик, которые позволят максимально сблизить стоимость перевозки одного пассажира на дозвуковом и сверхзвуковом самолете. Отмечалась значительная неопределенность и большие риски при определении следующих показателей проекта СТС-2: цена самолета, цена двигателя, расход топлива, влияние ограничений по уровню шума и звуковому удару. Подвергалась также сомнению возможности промышленности в полном объеме воспринять те технологические новшества, которые разработаны на этапе научно-исследовательских работ.

Официально позиция Правительства США была объявлена в 1985 году. Белый дом опубликовал доклад Комиссии по науке и технологиям (Office of Science & Technology Policy), в котором было выражено официальное сожаление, что традиционное лидерство США в области авиации утеряно. Предлагалось установить три основные стратегические цели для развития авиации: новый дозвуковой самолет, новый сверхзвуковой самолет и гиперзвуковой самолет. При этом особенно подчеркивалось, что для защиты национальных интересов США создание производственных мощностей для транспортного сверхзвукового самолета чрезвычайно важно как для гражданских, так и для военных целей. В 1986 году президент Рейган в своем Послании к конгрессу объявил о разработке нового национального плана развития авиации и космоса (NASP).

Совершенно неожиданно для многих в это время в мире стал проявляться повышенный интерес к существенно большим скоростям полета. Были представлены убедительные материалы, доказывающие определенные преимущества гиперзвуковых самолетов. Это разорвало круг сторонников СТС, часть которых начала усиленно заниматься новой темой. Как следствие, с 1987 года исследования высокоскоростных самолетов в США стали проводиться по двум направлениям: сверхзвуковому (до M=3) и гиперзвуковому (до M=12). Но даже в результате предварительных исследований, которые показали невозможность решения всех задач гиперзвукового полета, верхний диапазон скоростей гиперзвукового самолета был снижен с M=12 до более реалистичного M=5, и сегодня все исследования указанных проблем проводятся в этом диапазоне.

Новая волна интереса к сверхзвуковым пассажирским самолетам пришла в начале 90-х годов. В 1990 году Национальное агентство по аэронавтике (НАСА) запустило две программы высокоскоростных исследований. Шестилетняя программа № 1 стоимостью 450 млн долларов имела целью оценить приемлемость эксплуатации СПС-2 с точки зрения воздействия на окружающую среду. Технологическая высокоскоростная программа № 2 стоимостью 1,5 млрд долларов, которая была начата в 1993 году и имела срок реализации 8 лет, должна была найти решения критических проблем создания СПС-2 в областях аэродинамики, силовых установок и технологии.



Американский СТС-2

Включение в программу разделов, связанных с гиперзвуковыми самолетами, заставило изменить название программы НАСА, которая с 1994 года называется «программой больших скоростей» (High Speed Research Programme). Все заинтересованные стороны согласились с тем, что сверхзвуковой самолет может быть реально создан к 2010–2015 годам, а гиперзвуковой самолет — к 2025–2030 годам.

Все последующие годы были посвящены исследованиям рынка и определению исходных данных для конкретного проекта сверхзвукового самолета второго поколения. Более поздние исследования позволили уточнить рынок сверхзвуковых самолетов и оценить его в 700 единиц, при условии, что удается решить все задачи и обеспечить паритет по цене билетов на дозвуковых и сверхзвуковых самолетах. Потребность в СПС-2 существенно снижается, если придется установить цены на билеты более чем на 30% выше, чем у дозвуковых самолетов. При цене билета на 20% выше цены билета дозвукового самолета потребность в сверхзвуковых самолетах оценивалась величиной в 300 единиц. Размерность сверхзвукового самолета для выполнения перспективных требований тихоокеанского рынка должна позволять перевозить 300 пассажиров на расстояние до 12 000 км.

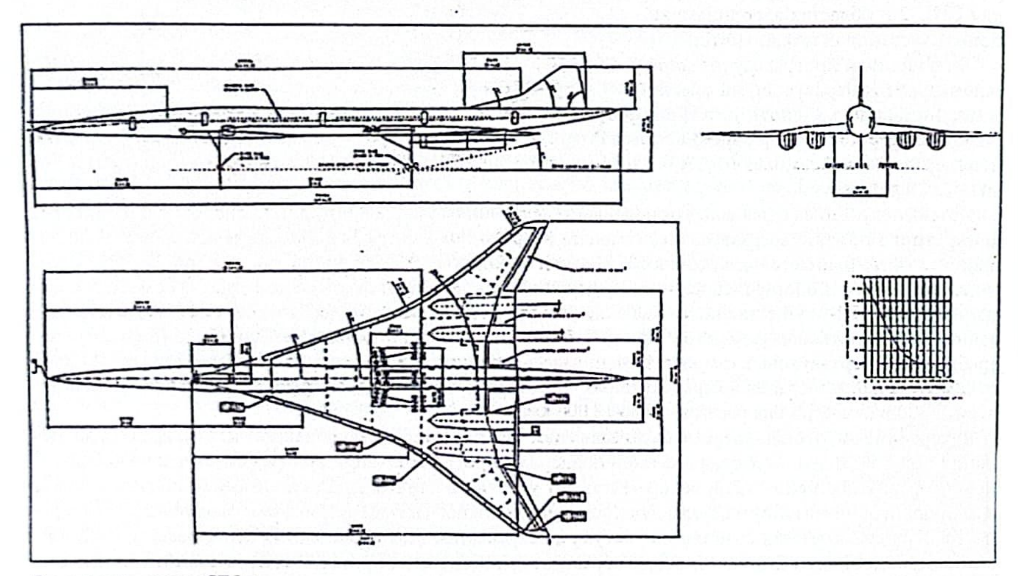
В середине 90-х годов впервые было заявлено, что необходима широчайшая международная кооперация при обязательной государственной поддержке программы сверхзвуковых самолетов нового поколения правительствами стран, которые примут участие в данном проекте. Особенно подчеркивалось, что проявить инициативу и возглавить программу должны частные фирмы, которым должна быть предоставлена возможность свободного доступа к результатам всех проведенных исследований. Одновременно правительство США согласилось образовать необходимые правительственные институты для вы-

полнения управляющих функций. Детальные экономические исследования показали, что разработка конкретного проекта должна проводиться по программе, состоящей из трех основных фаз.

- Первая— разработка концепции — сроком на три года — оценивается в 10–22 млн долларов.
- Вторая — внедрение основных технологий и новых конструкций — сроком на пять лет — оценивается в 3 млрд. долларов,
- Третья — конкретная разработка, испытания, сертификация и внедрение СПС — сроком на семь лет — оценивается в 15 млрд долларов.

Правительство США официально объявило, что считает необходимым продолжить исследования по этому направлению национальной программы развития авиационно-космической промышленности США, считая что «...потенциальные выгоды для страны очевидны: положительный внешнеторговый баланс (ожидаемые поступления на уровне 200–350 млрд долларов), создание более 140 000 квалифицированных рабочих мест, существенный рост потенциала авиакосмической промышленности США в мирных и военных целях».

В принятой международной практике изучение сложных технических проблем проводится не только путем односторонних исследований в отдельной стране, но и путем детального рассмотрения в специально создаваемых международных группах. В мае 1990 года была создана объединенная команда фирм BAe-Aerospaciale, к которой чуть позже присоединились Deutche-Airbus, для изучения вопросов взаимодействия с окружающей средой, разработки своевременных норм летной годности для СПС-2 и изучения сертификационных вопросов, общей оценки вопросов организации и кооперации при производстве самолетов второго поколения. В июне 1991 года к группе присоединились американские фирмы Боинг и МакДоннелл-Дутлас, общество самолетостроительных фирм Японии и фирма Аления (Италия). В сентябре 1991 года в состав группы вошли специалисты ОКБ Туполева. Интерес к возобновлению исследований подогревался тем, что изучение рынка, проведенное специалистами всех указанных стран, вновь подтвердили то, что в краткосрочной и долгосрочной перспективе потребность в сверхзвуковых

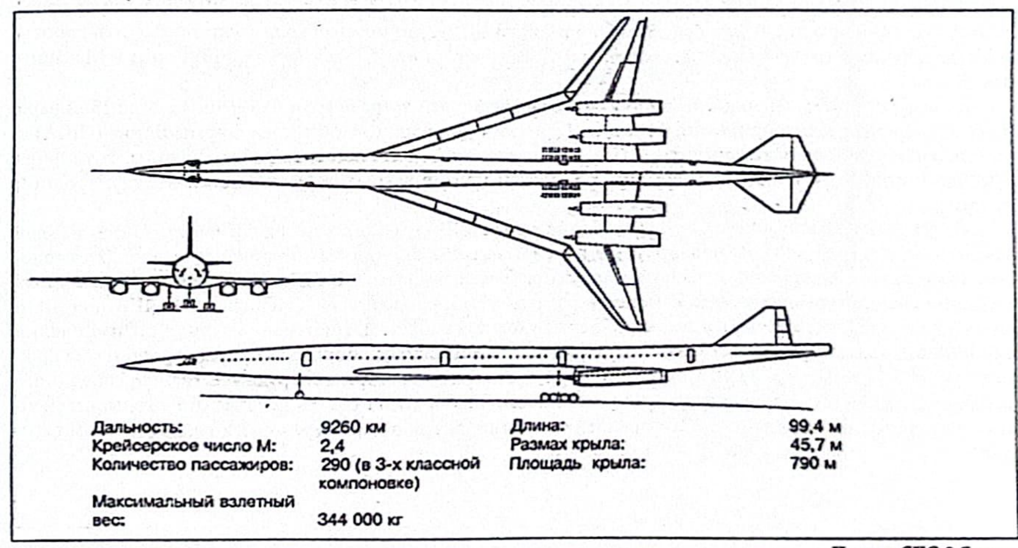


Европейский проект СПС-2

самолетах изменяется в зависимости от стоимости билетов от 500 до 1000 единиц. В этом составе группа работала до конца 1996 года. Группа специалистов получила международную известность как Группа семи, или восьми, в зависимости от состава участников.

Группа сформировала практически единое мнение, что при существующем уровне развития техники нужно создавать сверхзвуковой самолет второго поколения, рассчитанный на длительный полет с сверхзвуковыми крейсерскими скоростями полета над водными поверхностями, соответствующими числам *M* от 2 до 2,5 и с дозвуковыми крейсерскими скоростями полета над сушей (*M*=0,9). Для решения глобальных задач самолет должен быть выполнен в трехклассном варианте и рассчитан на 300–350 пассажиров. Минимальная дальность полета 9000 км. Оптимальная дальность полета 12000 км. Установлены обязательные требования по уровню выбросов продуктов сгорания в атмосферу на режимах взлета и крейсерского полета. В частности, требуется, чтобы содержание окислов азота на один кг сгоревшего топлива не превышало 5 г (было показано, что при этом воздействие на слой озона даже 500 самолетов в Северном полушарии не превышает воздействия от естественных природных источников). Предполагается также активно внедрять все известные достижения в области авиационных технологий, включая широкое использование систем управления пограничным слоем. Отметим, что указанные технические требования сформулированы на базе исследований т.н. «глобальных» трасс, объединяющих все города мира. Исследования показали, что только на такой статистической базе при полном запрещении полетов на сверхзвуковых скоростях над сушей возможно решение всего комплекса возникающих задач. Если удастся решить вопросы снижения воздействия звукового удара и найти положительные решения, позволяющие эксплуатировать сверхзвуковые самолеты без ограничений, то может быть востребована целая гамма разнообразных СПС-2.

Перед лицом мощной программы по СПС-2, принятой в США, европейские авиационные разработчики в апреле 1994 года [фирмы Бритиш Аэроспейс (Великобритания), Аэроспасиаль (Франция) и Даймлер Бенц (Германия)] объединились и провели совместную разработку проекта сверхзвукового транспортного самолета второго поколения «Альянс». И в этом случае в качестве главной цели програм-



Проект СПС-2 Японии

мы была не постройка самолета, а оценка технической и экономической возможности создания СПС-2 с изучением ключевых технологий в области аэродинамики, силовых установок, новых материалов, самолетных систем и оборудования, интеграции планера и силовой установки. Позднее проект «Альянс» был существенно доработан и стал рассматриваться как Европейский вариант СПС-2.

Не желала пропускать далеко вперед ни Европу, ни США набирающая силу авиапромышленность Японии. Она активно включилась в исследования и по планеру, и по силовой установке СПС-2. В 1994–1995 годах японское правительство выделило из общего аэрокосмического бюджета в 11,29 млрд иен на исследования по СПС-2 5,89 млрд иен. Причем активно работали все 3 самолетостроительные фирмы Японии: Мицубиси, Кавасаки и Фуджи, создавшие единый проект «японского СПС-2», который имел взлетный вес 400 000 кг и дальность 12 000 км.

Международная Группа восьми к середине 1993 года выполнила Фазу 1 совместной работы: изучение рынка, вопросов сертификации, проблем шума и воздействия на окружающую среду. Затем была выполнена Фаза 2, имевшая целью изучение возможности создания СПС-2 с технической и экономической точки зрения. В результате восьмилетней работы международной группы участники определили необходимость рассмотрения двух значительно отличавшихся друг от друга возможных схем СПС-2: «европейской» схемы и «американской» схемы.

Заключительная встреча группы состоялась в январе 1999 года в штаб-квартире фирмы Боинг в городе Сиэтле. Накануне все участники встречи получили от фирмы Боинг (как организатора встречи) приглашения, в которых указывалось, что эта встреча будет «завершающей» и «надо отпраздновать нашу позитивную кооперативную работу в течение 9 лет». В приглашении говорилось, что высокоскоростная программа США претерпела существенные корректировки. По оценке американских экспертов, разработанные на данный момент технологии, материалы, технические решения не позволяют создать такой СПС-2, который мог бы с точки зрения стоимости, веса, воздействия на окружающую среду обеспечить «жизненную» программу. Как следствие, высокоскоростная программа США «перефокусируется» на целевые исследовательские работы по перспективным технологиям, которые позволят в будущем создать экономически целесообразный и экологически приемлемый СПС-2. И поскольку США больше не нацелены на создание в ближайшем будущем конкретного СПС-2, то нет необходимости проводить работы в Международной группе семи (так стала называться группа после объединения фирм Боинг и МакДоннел-Дуглас).

После бурного обсуждения всех вопросов на заверщающей встрече Группы семи в Сиэтле 13 января 1999 года фирмы Великобритании, Франции, Германии согласились с позицией фирмы Боинг (США) и предложили рекомендовать правительствам стран-участниц приостановить работу Группы, хотя фирмы Японии, Италии и России энергично возражали против закрытия деятельности Международной группы.

Объективный анализ показывает, что сегодня только США имеют все необходимые предпосылки для развития своей гражданской авиации как в направлении создания новых широкофюзеляжных самолетов, так и нового поколения сверхзвуковых пассажирских самолетов. В США накоплен огромный опыт создания сверхзвуковых военных самолетов разных схем и размерности. Специалисты США получили доступ ко всем известным материалам по сверхзвуковым самолетам, тщательно изучили опыт создания европейских пассажирских сверхзвуковых самолетов. Конкурентная борьба за будущие рынки заставляет правительство и фирмы США временно отойти от международного сотрудничества для свободного решения в интересах американской промышленности. Выбор будет сделан в ближайшие годы в зависимости от состояния европейской промышленности и развития рынка перевозок в тихоокеанском регионе.

7 Программа международной летающей лаборатории Ту-144ЛЛ «МОСКВА»

Есть вещи, которые надо прежде всего видеть, чтобы в них верить, и есть другие, в которые надо прежде всего верить, чтобы их видеть…

Б. Буаст

Экологические исследования	Исследования в интересах СПС-2	Исследования ЧП
1. Исследование атмосферы и состояния озонового слоя.	1. Турбулентность атмосферы на больших высотах.	1. Оперативное наблюдение за природными катаклизмами (извержения вулканов, смерчи и т.п.).
2. Влияние выхлопа реактивных двигателей СПС-2 на состояние озонового слоя.	2. Нормирование параметров выходящих сопел РД газов.	2. Осуществление оперативного контроля за наземными объектами.
3. Определение фона радиации на больших высотах и их влияние на экипажи и пассажиров.	3.Отработка принципов защиты экипажа и пассажиров от воздействия космической радиации.	
4. Влияние шума СПС-2 в зоне аэропорта на население.	4. Отработка методов шумоглушения реактивных двигателей.	
5. Влияние звукового удара на население.	5. Отработка методов снижения уровня звукового удара и его нормирование.	
	6. Аэродинамические исследования, ламинаризация пограничного слоя.	
	7. Отработка навигации и радиосвязи.	
	8. Отработка новых материалов и элементов конструкции в условиях реальных факторов, воздействующих в полете.	
	9. Отработка двигателей СПС-2 на сверхзвуковых режимах.	

К концу 1993 года облик и основные характеристики летающей лаборатории были определены и защищены на научно-техническом совете ОКБ. Конструкторские отделы приступили к работам по выпуску технической документации. Главным конструктором работ был назначен А.Л. Пухов.

Идея возобновления полетов на летающей лаборатории Ту-144ЛЛ и разработанная программа полетов были доложены на заседании Группы восьми и вызвали большой интерес. Многие участники исследований выразили желание принять участие в работах. Высокая ожидаемая стоимость практически нового проекта сверхзвукового самолета второго поколения заставила НАСА и фирмы США обратиться к решениям, которые были разработаны в СССР для сверхзвуковых самолетов первого поколения. Именно поэтому конкретные вопросы были поставлены только представителями американских фирм. В июне 1993 года на авиасалоне в Париже представители фирмы Рокуэлл (США) и ОКБ Туполева впервые договорились о совместном использовании летающей лаборатории Ту-144ЛЛ.

Необходимо отметить, что уже на первых заседаниях выявилась плохо скрываемая конкуренция между двумя проектами летающей лаборатории — на базе самолета Ту-144 и на базе самолета «Конкорд». Специалисты тщательно изучали возможности самолетов для решения комплекса задач, поставленных перед летающей лабораторией. Общий вывод был в пользу Ту-144.

Интересно, что этот вопрос возникал постоянно. Даже после официального решения комиссии Черномырдин — Гор в США не утихала полемика: «Почему Ту-144? Почему не «Конкорд»?» Это отражало позиции тех сил в США, которые были против сотрудничества с Россией.

Отметим, что принятое решение по выбору базы для летающей лаборатории было чисто техническим.

Вот какие доводы приводил в 1995 году на страницах ведущих авиационных журналов такой известный специалист НАСА, как Луи Вильямс, руководитель работ НАСА по сверхзвуковым исследованиям:

· Необходимо, чтобы летающая лаборатория по размерам как можно ближе подходила к СПС-2 (на Ту-144 $S_{кр}$ = 507 м², на «Конкорде» $S_{кр}$= 425 м², на СПС-2 $S_{кр}$ = 750 м²).

· Требуется, чтобы скорость летающей лаборатории была как можно ближе к планируемой на СПС-2 (M = 2,4) (на Ту-144 M_{max} =2,35, а на «Конкорде» M_{max} =2,2).

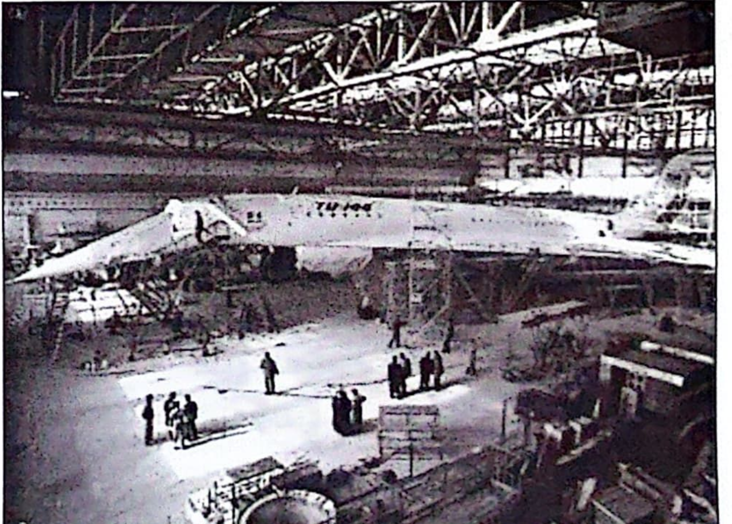
· Желательно, чтобы летающая лаборатория по аэродинамическому совершенству, по использованию передовых технологий приближалась к СПС-2. На Ту-144 аэродинамическое качество на M=2,0 K_{max} = 8,1, а на «Конкорде» K_{max} = 7,3. На Ту-144 применение титановых сплавов в конструкции самолетов — рекордное, почти 20%. На Ту-144 применено убираемое переднее крыло, уникальная силовая схема крыло — фюзеляж, применяются уникальные стойки шасси.

· Желательно, чтобы самолет — кандидат на летающую лабораторию — был доступен, не слишком дорог и чтобы его производители выражали желание к сотрудничеству.

По всем вышеприведенным требованиям очевидные преимущества имела летающая лаборатория на базе самолета Ту-144.

Для окончательной доработки в летающую лабораторию был выбран самолет Ту-144Д с бортовым номером 77114 (заводской номер 08-2). Для отработки готовых изделий в качестве наземного стенда был использован самолет Ту-144Д с бортовым номером 77112 (заводской номер 07-1). Самолет Ту-144Д с бортовым номером 77115 (заводской номер 09-1) был проверен и законсервирован в качестве резервного самолета.

При проектировании летающей лаборатории было принято решение об установке новых двигателей НК-321. Двигатели НК-321 являются этапным развитием двигателей типа НК-144 и НК-32, используемых на сверхзвуковом самолете Ту-160. Установка новых двигателей позволила существенно расширить возможности летающей лаборатории, в том числе и в интересах развития двигательных технологий. Но замена двигателей увеличила трудоемкость доработок и потребовала изготовления новых ЗЧВЗ, мотогондолы, внедрения новых систем контроля и управления двигателями (систему ЭСУД-32-1 и СКСУ-32-1).



Самолет в сборочном цехе

Потребовались также:

· усиление конструкции крыла для подвески новых двигателей;

· конструктивные изменения во всех системах силовой установки;

· замена насосов, электрогенераторов, датчиков;

· схемные и конструктивные изменения в топливной системе (новый отбор для включения струйных насосов, изменение схем и конкретных трубопроводов);

· изменение генераторных жгутов и жгутов электропроводки;

· изменение воздухопроводов;

- установка новых систем пожаротушения;
- внедрение новой маслосистемы.

И хотя была поставлена задача — максимально сохранить базовые системы самолета Ту-144, изменения пришлось внедрять практически в каждую систему. Очень сложной оказалась работа по продлению сроков службы комплектующих изделий, особенно по тем, по которым серийный выпуск был давно завершен. Но магия слов «сверхзвуковой самолет» делала свое дело и в этом случае. Большинство изделий были поставлены в срок и работали на борту летающей лаборатории чрезвычайно надежно.

Опытным производством ОКБ Туполева и службами эксплуатации ЖЛИиДБ была выполнена огромная работа по дефектации планера и его систем, необходимому восстановительному ремонту и замене элементов, выработавших календарный ресурс. Был применен метод поэтапной дефектации и комплексной отработки систем. Удалось частично использовать детали с самолетов Ту-160. Часть оборудования применялась с самолета Ту-204.

Несмотря на сложнейшее положение ОКБ Туполева и его смежников в это время (отсутствие планового финансирования, длительные задержки с выплатой зарплаты, тяжелые бытовые условия), работы выполнялись с большим энтузиазмом и очень близко к установленным программным срокам.

Торжественная выкатка Ту-144ЛЛ

24 января 1994 года самолет Ту-144Д был установлен в ангар. Уже 29 ноября 1996 года экипаж в составе С.Г. Борисова (командир экипажа), Б.И. Веремея (второй пилот), А.В. Криулина (бортинженер), В.И. Педоса (штурман), А.А. Щербакова (ведущий инженер) поднял его в воздух. Началась напряженная работа по выполнению запланированных летных экспериментов.

Ниже приведены наиболее интересные эксперименты и полученные результаты.



Успешная посадка

Наземный эксперимент 3.1. Анализ влияния геометрии воздухозаборника на его характеристики. Создан уникальный стенд имитатора сверхзвукового входного устройства с натурным двигателем РД-36-51, и на нем проведены подробные испытания сверхзвукового перспективного воздухозаборника, разработанного фирмами Дженерал Электрик, Пратт-Уитни (США) и АНТК имени А.Н. Туполева (Россия). Получены результаты исследования влияния сверхзвукового течения на участке «горло» — дозвуковой диффузор, а также устройств, создающих неоднородность потока (затеняющая сетка и перфорированные щитки), на параметры потока перед двигателем. Исследованы изменения таких параметров, как коэффициент восстановления полного давления, окружная и радиальная неравномерность поля полного давления и турбулентные пульсации в зависимости от длины канала входного устройства. Результаты позволяют разработать техническое задание для создания оптимальной конструкции силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (авторы: от АНТК имени А.Н. Туполева — В. Вуль, Е. Губарь, В. Прошин, И. Шевчук; от США — П. Кученройтер, Ф. Томсон).



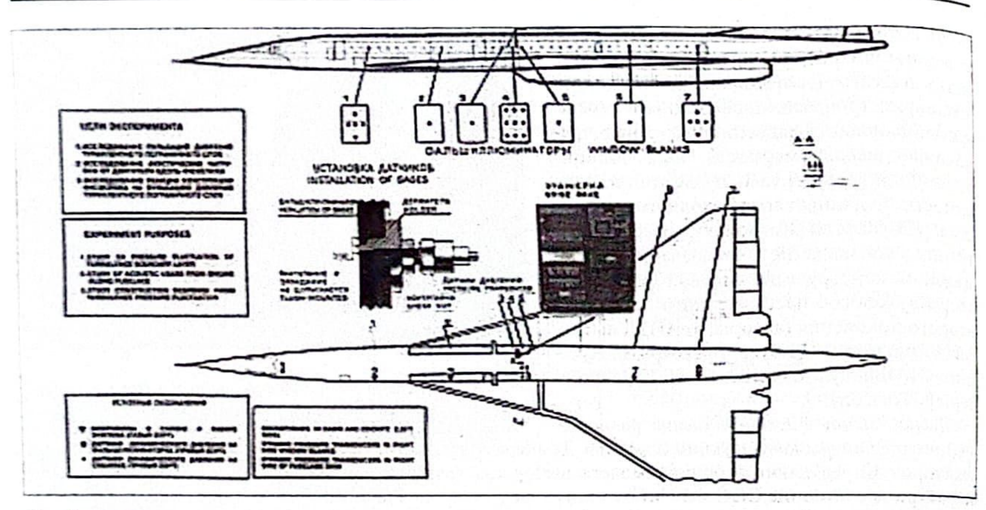
Руководители фирмы Боинг М.Арчер, Л. Спитцер, главный конструктор Ту-144 А. Пухов

Эксперимент 1.2. Определение равновесной температуры конструкции самолета. Температура конструкции СПС является одним из важных факторов, определяющих облик самолета, выбор конструкционных материалов и оборудования. Температурное состояние СПС зависит от многих факторов, но в первую очередь определяется аэродинамическим нагревом при полете самолета со скоростями, превышающими скорость звука. Получить необходимые данные в аэродинамических трубах на сверхзвуковых режимах для таких самолетов практически невозможно. Создание сверхзвукового высокотемпературного потока возможно только в трубах небольшого сечения, что не позволяет выдержать все геометрические пропорции модели (например, выдержать малые радиусы кромки крыла). Как следствие, нарушаются условия обтекания и, следовательно, условия нагрева. Проведенные эксперименты впервые в мире позволили получить детальные результаты сверхзвукового нагревания конструкции такой размерности по типовым элементам и сравнить полученные результаты с тепловыми расчетами. Большое количество измеряемых точек (около 300) позволило подробно исследовать особенности обтекания и нагревания наружной обшивки самолета и силовых элементов крыла и фюзеляжа. Все результаты получены в зависимости от времени полета с крейсерскими скоростями полета, соответствующими числам M=1,6, M=1,8 и M=2,0. Значительной ценностью эксперимента является прямое измерение тепловых потоков по времени полета в 24 точках на поверхности фюзеляжа, крыла и киля. Все эти данные дают не только исчерпывающую картину теплового состояния конструкции сверхзвукового пассажирского самолета, но позволяют выбрать основные концепции теплового проектирования СПС второго поколения, создать эффективные методики теплового расчета СПС, значительно сократить объем дорогостоящих испытаний. Замеренные температуры воздуха в системе кондиционирования позволяют уточнить общий тепловой баланс в кабине самолета. В эксперименте приняли участие М. Генералова (АНТК, Россия), К. Стивен (НАСА, США).

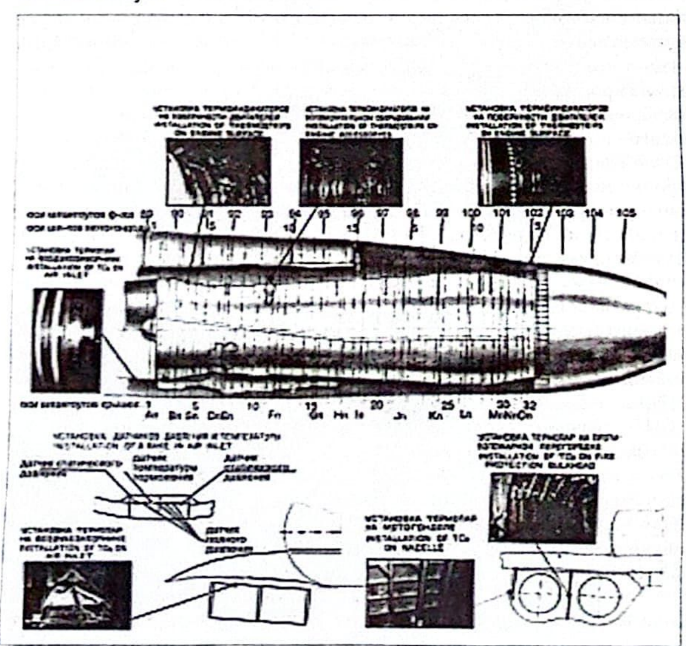


Российские и американские участники экспериментов быстро находили общий язык

Эксперимент 3.3. Определение основных аэродинамических параметров. В натурном летном эксперименте было определено рас-



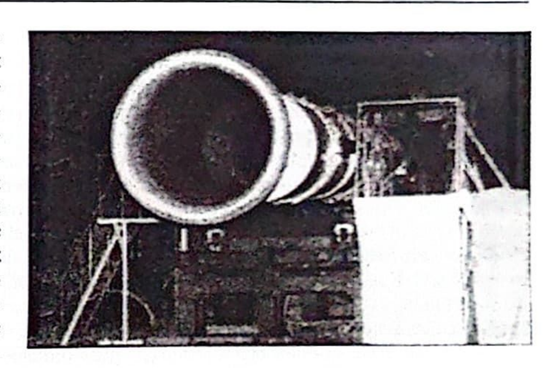
Исследование шума



Исследование работы силовой установки

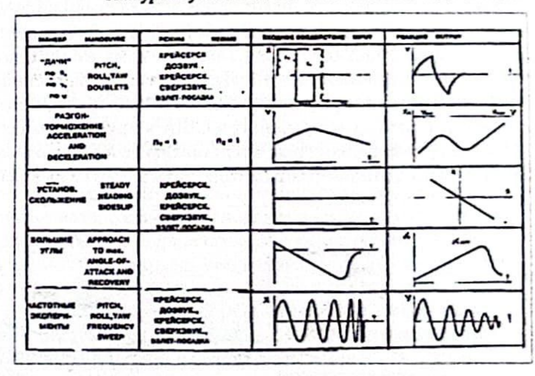
пределение давления на поверхности крыла и фюзеляжа, исследовано состояние пограничного слоя и оценено сопротивление трения по различным зонам самолета. Для выполнения этих задач самолет был оборудован пятью поясами давления с общим количеством измерительных точек, равным 85. Вблизи задней кромки крыла были установлены гребенки полного и статического давления (78 точек), а 16 датчиков электромеханического и термоанемометрического типов для определения сопротивления трения — на поверхности крыла и фюзеляжа. Измерения в полете проводились на различных высотах при скоростях полета, соответствующих числам M= 0,9, 1,6, 1,8, 2,0. Такого

количества экспериментального оборудования ранее не устанавливалось ни на одной летающей лаборатории. Регистрация и запись результатов летных испытаний проводилась на борту самолета при помощи персональных компьютеров. В результате проведения эксперимента удалось построить и исследовать физическую картину обтекания фюзеляжа и крыла сложной формы в плане как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета. В дальнейшем это позволит прогнозировать состояние пограничного слоя и его параметров. Эти уникальные материалы могут служить базой для разработки крыла СПС второго поколения и изучения возможности создания самолета такого класса с управляемым пограничным слоем. Полученные результаты должны стать основой для уточнения и разработки расчетных методик и программ по созданию новых образцов авиационной техники. В эксперименте приняли участие А. Крупник (АНТК, Россия), П. Виген (Боинг, США).



Натурная установка для испытаний ВЗ и двигателей

Эксперимент 1.5. Тепловое состояние параметров силовой установки. Силовая установка и конструктивные элементы, расположенные в соседних с двигателем зонах, работают в условиях повышенной тепловой нагрузки. Требуются экспериментальные коэффициенты для уточнения применяемых расчетных моделей. В процессе эксперимента 1.5 было установлено 90 термопар на конструкции воздухозаборника и мотогондолы силовой установки № 1, а также две гребенки в подкапотных пространствах силовых установок № 1 и № 4 для замера газодинамических параметров подкапотного воздуха. На корпус двигателя и двигательные агрегаты перед каждым полетом устанавливалось около 350 термоиндикаторов. В результате длительных сверхзвуковых полетов с крейсерскими скоростями M=1,8 и M=2,0 получены подробные температурные поля на корпусе двигателя, противопожарной перегородке, мотогондоле и воздухозаборнике, теплозащитных экранах, силовых элементах, а также температуры оборудования, установленного на двигателе, и газодинамические параметры продувочного воздуха в подкапотном пространстве. Указанные данные позволяют создать эффективные методики теплового расчета силовой установки, правильно оценить влияние продувочного воздуха и предсказать возможный разогрев конструкции двигательного отсека после посадки. В эксперименте приняли участие М. Генералова, В. Тверецкий (АНТК, Россия), У. Больше (Боинг, США).

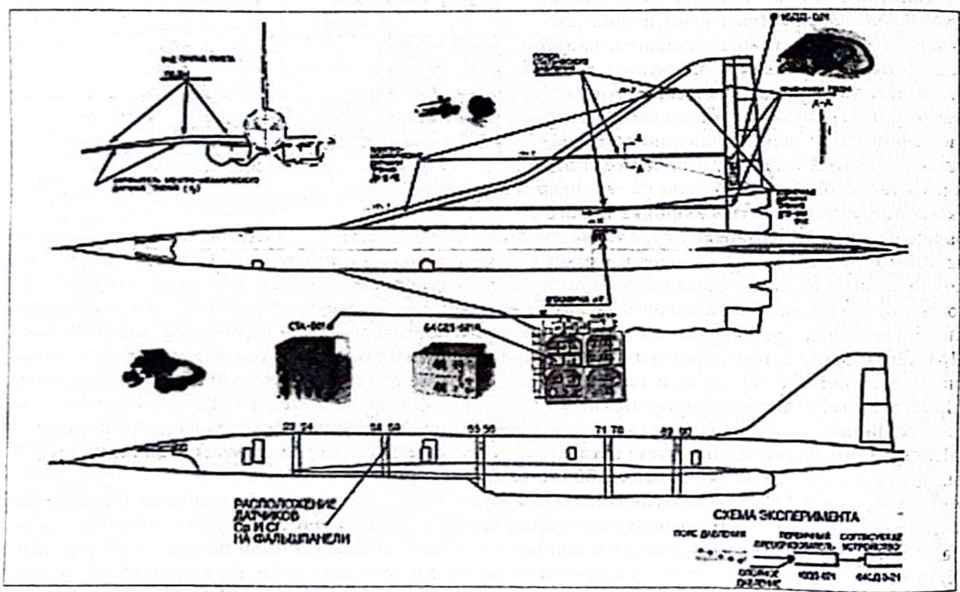


Маневры для определения характеристик

Эксперимент 1.6. Влияние экрана (земли) на характеристики крыла малого удлинения. Эксперимент проводился в два этапа. На первом этапе определялось влияние экранного эффекта земли на посадочные характеристики при посадке с различным посадочным весом (19 полетов) при различных углах тангажа, изменении вертикальной скорости на посадке и тяги двигателей. На втором этапе эксперимент был усложнен. Влияние земли оценивалось при проходах самолета над ВПП на предельно малых

высотах (8 проходов), включая проходы на высотах менее 8 м. Для проведения эксперимента были разработаны специальные методики, позволяющие определять изменение аэродинамических характеристик при минимальных изменениях параметров полета. Кроме того, для увеличения точности эксперимента во время выполнения маневра проводилась оценка веса самолета, его массово-инерционных характеристик, тяги двигателей. Для обработки результатов летных испытаний во время проведения эксперимента проводилась регистрация и запись более 50 параметров полета самолета. В результате проведения эксперимента создан банк данных, обеспечивающий с большой степенью точности определение изменения аэродинамических характеристик на взлете и посадке с учетом влияния земли, что в значительной степени может облегчить разработку взлетно-посадочной механизации и оптимизировать деформацию крыла для самолетов такой формы крыла в плане. В эксперименте приняли участие А. Крупник (АНТК, Россия), Р. Карри (НАСА, США).

Эксперимент 2.4. Оценка характеристик устойчивости и управляемости. Самолет Ту-144 за все время испытательных полетов, начиная с 1969 года, прошел большой цикл летных испытаний. В результате этих испытаний была проведена достаточно полная оценка характеристик устойчивости и управляемости самолета во всей области полета. Оценены как статические, так и динамические характеристики управляемости по методике, изложенной в ВНЛГСС и принятой в России. Однако переоборудование самолета в летающую лабораторию, с установкой новых двигателей, могло привести к изменению характеристик управляемости. К тому же методика проведения испытаний по оценке характеристик по устойчивости и управляемости, предложенная американской стороной, несколько отличается от методики, принятой в России. В частности, при оценке характеристик устойчивости и управляемости в летных испытаниях в США и других странах уделяется большое внимание маневрам типа «Frequency Sweep», которые представляют собой вынужденные колебания с изменяемой частотой. Было признано целесообразным включить в программу испытаний дополнительную оценку характеристик устойчивости и управляемости самолета Ту-144ЛЛ, в том числе по современным методикам на согласованных режимах полета, охватывающих всю эксплуатационную область полетов. Была оценена практически вся эксплуатационная область полетов с выходом на $M = 2{,}0$. Характеристики устойчивости и управляемости самолета Ту-144ЛЛ на проверенных режимах полета получили удовлетворительную оценку летчиков и практически не отличаются от характеристик базового самолета Ту-144. В испытаниях приняли участие американские летчики-испытатели Г. Фулертон и Р. Риверс. Летный эксперимент подготовили О. Алашеев, Ю. Диденко (АНТК, Россия), Н. Принсен (Боинг, США)



Исследование пограничного слоя

Эксперимент 2.1. Акустические нагрузки и шум в гермокабине. При определении программы летных экспериментов была поставлена задача получения исходных данных, применяемых при составлении банка данных и электронной модели шума в герметической кабине. Эти же данные вводятся в банк данных для оценки акустической прочности. Во время двух серий экспериментальных полетов были измерены пульсации давления в пограничном слое, шум в герметической кабине, что позволило уточнить оценки акустической и вибрационной прочности, учесть влияние местных элементов конструкции на пульсацию пограничного слоя и вид вибрации, определить влияние точности установки датчиков и местных возмущений на поверхности фюзеляжа. Измерения проводились в большом диапазоне скоростей и высот. Полученная база данных позволяет существенно повысить точность расчетов ожидаемых уровней шума в салоне самолетов как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых режимах полета, что позволяет дать необходимые рекомендации для уточнения расчетов элементов тепло- и звукоизоляции. Использование подобных рекомендаций полезно для снижения массы и повышения эффективности этих систем для самолетов всех типов. В эксперименте приняли участие Э. Андрианов, И. Гинко, Р. Минаев (АНТК, Россия), Р. Ракл (Боинг, США), С. Ризи (НАСА, США).

Эксперимент 1.5А. Температурное состояние топливной системы. На сверхзвуковом самолете произошло существенное расширение функций, которые стали возлагать на топливную систему самолета. Кроме своей основной функции — обеспечение двигателей топливом — топливная система обеспечивает изменение положения центра тяжести самолета, охлаждение воздуха в системе кондиционирования воздуха кабин, охлаждение масла и гидрожидкости. В ряде проектов перспективных самолетов топливо используется в качестве резервной жидкости в гидравлических системах. Кроме того, топливные баки занимают практически 80% внутренних объемов планера, оказывая влияние на смежные элементы конструкции и определяя требования к размещенному оборудованию. Учитывая сложные зависимости тепловых характеристик топливной системы от многих факторов, таких как расход и теплофизические характеристики топлива, температура и расход охлаждаемых жидкостей, скорость и высота полета, все известные методики расчетов таких систем требуют применения дополнительных экспериментальных коэффициентов. Для получения указанных зависимостей в летном эксперименте были проведены регулярные замеры температуры топлива и взаимодействующих с ним жидкостей в 42 точках в зависимости от величин расходов топлива в главных топливных трубопроводах. Данные получены в зависимости от времени в сверхзвуковых полетах с длительной крейсерской скоростью, соответствующей числам M=1,8 и M=2,0. Полученные результаты позволяют внедрить точные расчетные методики и программы, которые будут использованы при создании СПС второго поколения. Проведенный эксперимент совместно с экспериментами 1.2 и 1.2А позволяет выполнять комплексную оценку тепловых характеристик планера СПС второго поколения. В эксперименте приняли участие М. Генералова, В. Тверецкий (АНТК, Россия), У. Болье (Боинг, США).

Эксперимент 4.1А. Полетные деформации крыла. Для проектирования новых профилей крыла СПС-2 особо важное значение имеет измерение деформаций крыла летающей лаборатории Ту-144ЛЛ. Измерения деформаций проводились при помощи системы Opto-Track System, которая широко применяется специалистами фирмы Боинг на самолетах В-737 и В-747. Указанная система в настоящее время является одной из самых совершенных фотометрических систем в мире. На поверхности крыла, в заранее выбранных точках, были установлены световые мишени, перемещение которых по осям X, У, Z, регистрировались системой Opto-Track. Используя результаты тарировок, можно определить деформации крыла с точностью до долей миллиметра. Измерения деформаций крыла на самолете

Ту-144ЛЛ были проведены в нескольких полетах на всех его режимах, для которых известны высота, скорость, вес самолета и жесткостные характеристики крыла. Эксперименты были выполнены ведущими специалистами фирмы Боинг Краудером и Вацлавиком и ведущими инженерами ОКБ Туполева И. Куликовым и Т. Казаковой.

На летающей лаборатории Ту-144ЛЛ было выполнено 19 полетов с комплексным выполнением указанных выше экспериментов. Кроме того, было выполнено 8 полетов с участием летчиков-испытателей США для качественной оценки характеристик сверхзвукового самолета. В апреле 1999 года работы по программе были успешно завершены.

8 Новое поколение

Не смотри в прошлое с тоской. Оно не вернется.
Мудро распорядись настоящим. Оно твое.
Иди вперед навстречу будущему без страха и
с мужественным сердцем.
Г.Лонгфелло

Ту-144 и «Конкорд» стали первыми пассажирскими самолетами, способными длительно выполнять крейсерский полет со скоростями V~2200 км/ч, в 2,5 раза превышающими скорости всех существующих дозвуковых пассажирских самолетов. Тем самым была практически доказана возможность существенного сокращения времени пребывания человека в полете.

Дозвуковые скорости полета находятся в очевидном противоречии с характерными географическими масштабами. Для совершения основных трансконтинентальных перелетов с дозвуковыми рейсовыми скоростями V~800 км/ч требуются значительные затраты времени. Перелет на Дальний Восток требует от 8 до 12 часов. Маршруты типа Токио–Нью-Йорк, Токио–Лондон, Лос-Анджелес–Сидней с дальностями полета L~12 000 км требуют 15-часового пребывания в воздухе.

Известно, что в течение полета пассажир подвергается воздействию целого ряда неблагоприятных для здоровья факторов, включающих акустические и вибрационные воздействия, болтанку и перегрузки, радиационное космическое облучение, обезвоживание организма, стрессовые состояния, связанные с необычностью обстановки и факторами риска. В результате длительного полета физическое состояние человека в значительной степени ухудшается, для его восстановления требуется определенное время. Относительно приемлемое по воздействию на физиологическое состояние пассажира пороговое время пребывания в воздухе составляет примерно 6 часов. Для дозвуковых полетов указанное пороговое время превышается при дальностях полета L~6000 км, т.е. практически на всех трансконтинентальных маршрутах. Полеты, требующие 10–15-часового пребывания в воздухе, превращаются в серьезное испытание для пассажиров. Сверхзвуковые самолеты позволят выполнять полеты практически на всех трансконтинентальных трассах в пределах порогового времени.

Сокращение времени пребывания в полете является важнейшим экологическим преимуществом СПС-2, направленным на сохранение здоровья человека — основного субъекта среды обитания.

Уже одного этого неоспоримого достоинства в принципе достаточно, чтобы говорить о необходимости создания сверхзвукового пассажирского авиационного транспорта. Ясно также, что сверхзвуковой транспорт является потенциально более производительным. Вернемся еще раз к вопросу, будет ли сверхзвуковой авиационный транспорт экономически оправданным, не будет ли он убыточным? Нет ли каких-нибудь противопоказаний для создания такого транспорта? Докажем, что эти опасения излишни.

Начнем с вопросов экономики СПС-2.

Развитие мирового авиационного пассажирского транспорта характеризуется непрерывным ростом объемов перевозок, в особенности на дальних международных трассах. Поэтому все более актуальной становится проблема повышения транспортной производительности дальних пассажирских самолетов.

Транспортная производительность любого пассажирского самолета определяется количеством пассажирокилометров, реализуемых за время летного ресурса самолета A:

$$\Pi = nVAk = nMA\alpha k,$$

где n — пассажировместимость самолета; V — средняя скорость полета; *M* — среднее число Маха полета; α — скорость звука, постоянная на высотах полета H ≥ 11 км, k — средний коэффициент загрузки.

Учитывая постоянство скорости звука, можно принять в качестве параметра транспортной эффективности величину

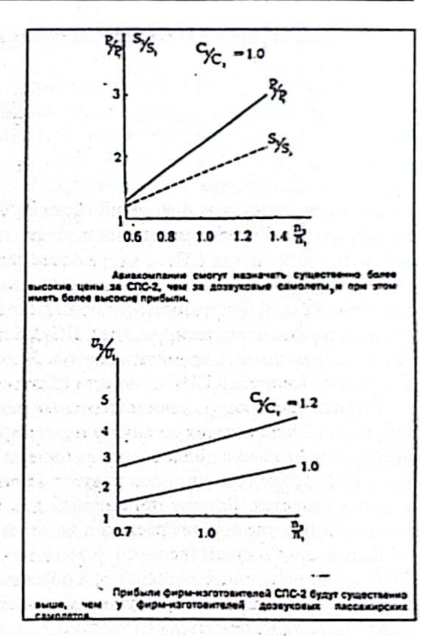
$$E = nMAk,$$ с тем же физическим смыслом.

Для дозвуковых пассажирских самолетов единственным, по существу, средством повышения транспортной производительности является увеличение пассажировместимости самолета n. Этим объясняется интерес к проблеме создания дозвуковых самолетов большой и сверхбольшой пассажировместимости. Однако понятно, что они, как и любые другие дозвуковые самолеты, не смогут преодолеть свой главный имманентный недостаток — длительность пребывания пассажиров в полете.

Качественно новые возможности предоставят пассажирам, авиационным фирмам-изготовителям и

авиакомпаниям сверхзвуковые пассажирские самолеты со средними скоростями полета, более чем в два раза превышающими средние скорости полета ДПС. При прочих равных условиях увеличение среднего числа *M* полета приводит к прямо пропорциональному росту транспортной производительности самолета и к соответствующему сокращению времени полета.

Исследования показали, что благодаря более высокой транспортной эффективности СПС-2 смогут успешно конкурировать по общей экономической рентабельности с ДПС. Это обусловлено тем, что каждый правильно спроектированный СПС-2 сможет выполнять в единицу времени такую же транспортную работу, как несколько ДПС. Поэтому перевозку заданного пассажиропотока можно будет осуществить меньшим парком самолетов СПС-2, по сравнению с потребным для той же цели парком ДПС. Разница в стоимости равноэффективных парков СПС-2 и ДПС и в технических затратах на их эксплуатацию может с избытком компенсировать для авиакомпаний увеличение затрат на топливо, потребляемое парком СПС-2. В результате авиакомпании, эксплуатирующие парк СПС-2, получат более высокие относительные прибыли, по сравнению с авиакомпаниями, эксплуатирующими парк ДПС, даже при одинаковой стоимости билетов, C. Вследствие этого авиакомпании смогут предложить фирме-изготовителю существенно более высокую цену P за каждый СПС-2, чем за ДПС.



Экономические характеристики СПС-2

При одинаковой относительной прибыли от эксплуатации парка самолетов относительная предельная цена самолета, назначаемая авиакомпанией, может быть определена с помощью соотношения:

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{E_2C_2m_1}{E_1C_1m_2}\left[1 + \frac{0{,}85C_TA_1G_{01}C_{e1}}{K_{max1}P_1m_1}\left(1 - \frac{E_1G_{02}K_{max1}C_{e2}A_2C_1}{E_2G_{01}K_{max2}C_{e1}A_1C_2}\right)\right],$$

где G_0 — взлетный вес самолета, C_T — стоимость тонны топлива, C_e —удельный расход топлива, K_{max} — максимальное аэродинамическое качество на крейсерском режиме, m=F/P; F— сумма прямых и косвенных эксплуатационных расходов без стоимости топлива для одного самолета за время его ресурса; индексы «1» и «2» относятся соответственно к ДПС и СПС-2.

Типичные зависимости предельной относительной цены от пассажировместимости сравниваемых самолетов при одинаковых тарифах C_1=C_2, и ресурсах A_1=A_2 показывают, например, что при равной пассажировместимости n_1=n_2, авиакомпания сможет заплатить фирме-изготовителю в 2,2 раза большую цену за один СПС-2, чем за один ДПС.

Относительная прибыль (рентабельность) фирмы-изготовителя определяется соотношением:

$$\bar{u} = \frac{P}{S} - 1,$$

где S— себестоимость изготовления самолета.

Отношение рентабельностей фирм-изготовителей СПС-2 и ДПС:

$$\frac{\bar{u}_2}{\bar{u}_1} = \frac{\frac{P_2}{S_2} - 1}{\frac{P_1}{S_1} - 1},$$

Если относительная предельная цена P_2/P_1 равна относительной себестоимости S_2/S_1, то $\bar{u}_2/\bar{u}_1=1$, т.е. в этом случае фирмы-изготовители будут иметь одинаковую рентабельность. Если же $P_2/P_1>S_2/S_1$, то фирмы-изготовители СПС-2 будут более рентабельными, чем фирмы-изготовители ДПС.

Оценки себестоимости и сравнение относительных рентабельностей показывают, что фирмы-изготовители СПС-2 будут иметь существенное превосходство даже при одинаковых тарифах. Вместе с тем авиакомпании, эксплуатирующие СПС-2, безусловно будут иметь право на установление наценки на билеты за сокращение времени полетов. В этом случае экономическое преимущество авиакомпаний и фирм-изготовителей СПС-2 может оказаться решающим.

Опросы пассажиров дали интересные результаты. В 38 полетах между городами Лос-Анджелес и Токио из 5000 ответивших на анкету пассажиров 53% согласны за сокращение времени в пути вдвое в зависимости от класса доплачивать за билеты 15–25%. А из 8000 опрошенных пассажиров на линии Лондон– Нью-Йорк 40% согласны платить за полеты на СПС-2 на 15–25 % больше, чем за полеты на дозвуковых самолетах. Вполне приемлемая для пассажиров 10-процентная наценка на билеты полностью компенсирует увеличение расходов на топливо для СПС-2.

Возможность существенного повышения транспортной производительности при переходе от ДПС к СПС имеет решающее значение для обеспечения экономической конкурентоспособности СПС-2. Практическая реализация максимально возможной производительности, как решающего экономического фактора, должна лежать в основе концепции создания перспективных СПС-2.

Для практической реализации высокой потенциальной транспортной эффективности, являющейся определяющим экономическим фактором, необходимо правильно выбрать главные параметры СПС-2: пассажировместимость n, число *M* крейсерского полета и ресурс планера A.

Что касается последнего, то, очевидно, необходимо стремиться к обеспечению такого же ресурса планера СПС-2, какой обычно назначается для ДПС, $A_2=A_1$. При этом следует иметь в виду, что ресурс планера ДПС зачастую ограничивается не столько технологическими возможностями, сколько соображениями экономической целесообразности, т.е. ресурс чаще определяется сроками смены поколений дозвуковых самолетов. Обычно ресурс планера ДПС составляет 60 000 летных часов (25–30 лет эксплуатации). Обеспечение такого же высокого потребного ресурса планера СПС-2, как показывают предварительные проработки, является достижимой, хотя и достаточно сложной технической задачей, которая предъявляет определенные требования к конструкциям, технологиям и материалам.

Для повышения транспортной производительности СПС-2 следует также стремиться к реализации как можно более высоких чисел *M* сверхзвукового крейсерского полета в рамках принятых ограничений. Определяющие условия могут быть связаны, например, с выбором конструктивных материалов и проблемой обеспечения ресурса планера в условиях интенсивного аэродинамического нагрева, усиливающегося с ростом чисел *M*; с проблемой воздействия СПС-2 на озонный слой; с вопросами себестоимости самолета. Анализ указанных аспектов показывает, что для СПС-2 целесообразно искать решение в диапазоне умеренных сверхзвуковых чисел *M*~2-2,4.

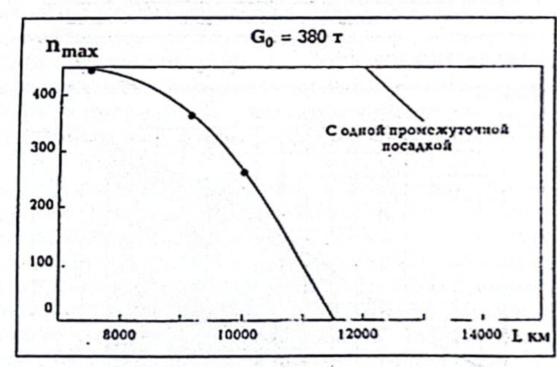
Наиболее важным параметром СПС-2 является его пассажировместимость n.

Основной задачей проектирования СПС-2 является определение такой компоновки самолета, которая обеспечивает при заданных взлетном весе, числе M и дальности полета L перевозку максимального количества пассажиров в каждом рейсе, т.е. обеспечивает достижение максимальной пассажировместимости n.

Это сложная многопараметрическая комплексная задача, решение которой определяется уровнями прогресса в таких различных областях авиационных знаний, как аэродинамика, динамика, прочность, двигатели и силовые установки, материаловедение, акустика, экономика воздушных перевозок.

Реализуемая пассажировместимость n возрастает с увеличением взлетного веса G_0. Однако возможности увеличения G_0 отнюдь не безграничны. При выборе G_0 необходимо учитывать всю совокупность требований и располагаемых технических возможностей, включая ограничения по взлетно-посадочным полосам, шасси и габаритам самолета, по максимальной тяге двигателей в условиях ограничений по шуму на местности, требования по обеспечению высоких уровней максимального аэродинамического качества и т.д. Современные дозвуковые пассажирские самолеты типа «Боинг-747» имеют максимальный взлетный вес G_0~380 т. Естественно принять и для СПС-2 аналогичный максимально допустимый взлетный вес G_0~380 т, практически освоенный при эксплуатации ДПС.

При заданном взлетном весе максимально достижимое количество пассажиров n, перевозимых в одном рейсе, прогрессивно уменьшается с ростом практической дальности полета. Так, при G_0=380 т и дальностях полета порядка 7500, 9200 и 10 000 км СПС-2, специально сконструированные для каждого из этих режимов, смогут перевезти, как показывают исследования, ~450, 350 и 200 пассажиров в одном рейсе в трехклассном варианте.

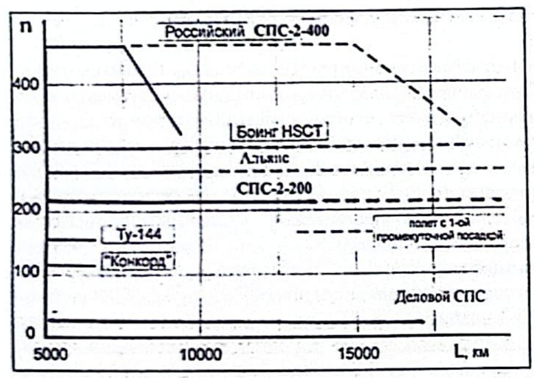


Влияние одной посадки на характеристики самолета

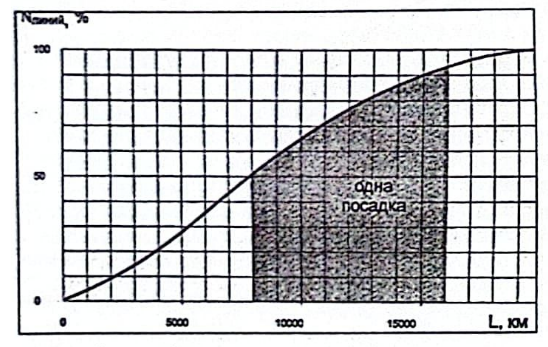
Может показаться, что при больших дальностях полета L≥10 000 км СПС-2 уже не смогут конкурировать с ДПС типа «Боинг-747» по экономическим показателям из-за уменьшения количества пассажиров, перевозимых в одном рейсе, и соответствующих значительных потерь транспортной производительности. Однако радикальным решением в этом случае является *переход к выполнению дальних сверхзвуковых перевозок с одной промежуточной посадкой.* В этом случае СПС-2 с взлетным весом G_0=380 т сможет перевозить до 450 пассажиров в трехклассном варианте на практически глобальную дальность L ≥15 000 км. При этом легко убедиться в том, что выигрыш во времени полета при одночасовой промежуточной стоянке составит по сравнению с беспосадочным полетом ДПС не менее 40–50%.

Дальности полета 7500, 9200 и 15 000 км соответствуют трансатлантическим, тихоокеанским и сверхдальним международным маршрутам. Универсальный сверхзвуковой пассажирский самолет, рассчитанный на перевозку n=450 пассажиров в беспосадочных полетах на трансатлантических маршрутах (L=7500 км) и в полетах с одной промежуточной посадкой на дальности до L=15 000 км, удовлетворяет всем практическим потребностям в международных воздушных перевозках на трансокеанских, в основном надводных маршрутах. На этих маршрутах прогнозируются значительные объемы перевозок к 2010 году, что потребует создания значительного парка универсальных СПС-2 (не менее 600 самолетов). В полетах на дальности порядка 8000–8300 км такой универсальный СПС-2 сможет перевозить примерно 400 пассажиров.

В условиях запрещения сверхзвуковых полетов над обитаемой сушей во всех известных проектах предполагается, что СПС-2 будут совершать сверхзвуковые крейсерские полеты только над водой или над необитаемой сушей (типа пустынь и полярных областей) либо вдоль специальных коридоров. Над обитаемой сушей полеты должны осуществляться на дозвуковых режимах. Таким образом, некоторые маршруты СПС-2 могут оказаться комбинированными, т.е. будут включать наряду со сверхзвуковыми и дозвуковые участки полета. Вследствие этого СПС-2 должны быть, по существу, двухрежимными самолетами, способными совершать равноэффективные полеты как при сверхзвуковых, так и при дозвуковых крейсерских скоростях. Это требование двухрежимности диктует и необходимость выполнения дли-



Возможные варианты СПС-2



Влияние одной посадки на характеристики самолета

тельного дозвукового полета в случае отказа одного двигателя.

Требование двухрежимности оказывает существенное влияние на выбор аэродинамической компоновки самолета, и в частности на выбор формы крыла в плане. Аэродинамические исследования показывают, например, что за счет уменьшения угла стреловидности передней кромки базового крыла можно существенно повысить максимальное аэродинамическое качество самолета К при дозвуковых скоростях практически без ухудшения его сверхзвуковых характеристик. Это же требование двухрежимности может оказаться решающим и при выборе типа двигателей силовой установки СПС-2.

Теоретические и расчетные исследования показывают, что за счет определенных модификаций форм крыла и фюзеляжа самолета уровни звукового удара могут быть несколько уменьшены без потерь в величинах Kmax. В связи с этим для СПС-2 в принципе можно пытаться получить такие же уровни звукового удара, как у СПС-1 Ту-144 и «Конкорд», несмотря на существенно больший вес СПС-2. Однако эта задача не является особенно актуальной.

Величина приращения давления при звуковом ударе $\Delta p_{зв.уд.}$ составляет 10–15 кГ/м², т.е. имеет порядок одной десятой процента от величины нормального атмосферного давления, которое равно 10 000 кГ/м². Понятно, что такое небольшое увеличение давления не может привести к каким-либо непосредственным повреждениям органов человека и животных или к поломкам построек и машин. Однако указанное увеличение давления имеет, как правило, скачкообразный, внезапный характер, и фактор неожиданности может вызвать у человека неприятную реакцию — вздрагивание от испуга, такого же типа, как при неожиданном взрыве пиротехнических игрушек, или при детонационном выхлопе проезжающего мимо автомобиля, или при ударе грома. Тем не менее никому не приходит в голову запретить использование пиротехнических средств во дворах и на улицах, как это было сделано со звуковым ударом противниками сверхзвуковых полетов.

Как показали специальные исследования, животные, в том числе морские млекопитающие, практически не реагируют на звуковой удар либо быстро адаптируются к нему. Они, разумеется, воспринимают его как раскаты грома, которые нельзя запретить и с которыми человек и животный мир сталкиваются в течение всего своего существования.

Принципиально важным для всей проблематики является осознание того, что при полетах над водными пространствами СПС-2 не будет оказывать какого либо заметного неблагоприятного влияния на подводный мир. Это связано с тем, что в воде явление звукового удара при рассматриваемых числах M=2–2,5 вообще не имеет места.

Доказательство этого утверждения состоит в том, что малые возмущения давления, типа возмущений, создаваемых СПС-2, распространяются в воде с существенно большей, чем в воздухе, скоростью ($a_в$=1500 м/сек), превышающей скорости полета СПС-2 с крейсерскими числами M=2–2,5 (V~750 м/сек). Если считать, что самолет стоит на месте, а поток и водная среда вместе с находящимися в ней рыбами и другими представителями подводного животного мира движутся со скоростью полета, то в воде число Маха набегающего водного потока будет, очевидно, меньше единицы: $M=V/a_в$=750/1500=0,5, и, следовательно, течение в воде будет дозвуковым. В дозвуковых же течениях явление звукового удара не может иметь места, так как скачки давления в таких течениях не образуются. Физически картина течения сводится к тому, что волна возмущений давлений в воде будет обгонять место падения на воду звуковой волны от самолета и распространяться вперед до затухания. Поэтому животный подводный мир в рассматриваемой задаче по мере приближения к месту падения волны от самолета будет воспринимать воздействие от СПС-2 в виде небольшого постепенного нарастания давления, а не как звуковой удар.

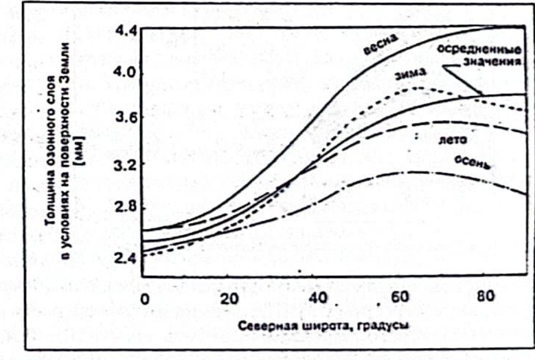
Надводный мир морских млекопитающих в основном обитает в прибрежных областях, над которыми СПС-2, как правило, будут пролетать с дозвуковыми скоростями. При расположении аэропорта в прибрежной зоне, когда рейсовая трасса располагается над водной поверхностью, дозвуковые участки набора высоты и снижения составляют не менее ста километров. Таким образом, прибрежный надводный животный мир не будет подвергаться воздействию звукового удара.

Представляется вполне вероятной ситуация, когда запреты на звуковой удар будут ослаблены в силу его незначительности в интересах более широкого применения СПС-2 для сокращения времени полетов. В целом проблему звукового удара можно считать решенной путем перехода к концепции двухрежимного СПС-2.

В настоящее время принято считать, что основным источником возможного вредного воздействия СПС-2 на озонный слой могут явиться выбросы окислов азота NO_x, возникающих в процессе сгорания топлива в силовых установках. Недавние расчетные исследования показали, что при учете гетерогенных реакций это воздействие оказывается очень малым. Так, например, в диапазоне крейсерских чисел M~1,8–2,0 воздействие на озонный слой флота из 500 СПС-2 за все время его эксплуатации не превышает 0,5% даже при высоких уровнях эмиссии NO_x, как у СПС-1 «Конкорд» (15–20 г NO_x на 1 кг сжигаемого топлива). При увеличении крейсерских чисел M и, соответственно, высоты полета Н воздействие СПС-2 на озонный слой возрастает. Поэтому для СПС-2, рассчитанного на M=2,4, проблема снижения вредных выбросов NO_x, возможно, потребует применения в силовых установках специальных средств типа двухзонных камер сгорания. В то же время для СПС-2, рассчитанного на крейсерские полеты с М~2, можно обойтись без применения таких средств, что существенно упростит и удешевит силовую установку СПС-2. Следует также иметь в виду, что высоты крейсерского полета могут быть скорректированы выбором соответствующих величин нагрузки на крыло.

Для правильной оценки влияния парка СПС-2 на озонный слой необходимо учитывать реальное распределение расходов топлива по трассе полета. В самом деле, значительная часть топлива расходуется на режимах разгона и на части крейсерского полета на высотах Н≤15–16 км, при которых влияние СПС-2 на озонный слой Земли может оказаться пренебрежимо малым или даже благоприятным.

Кроме того, необходимо учитывать, что человечество и животный мир постоянно живут в существенно различных условиях по уровням ультрафиолетовой радиации, отличающимся не на доли процента, а в несколько раз. В экваториальных областях, где интенсивность



Количество озона в атмосфере Земли существенно зависит от времени года и широты

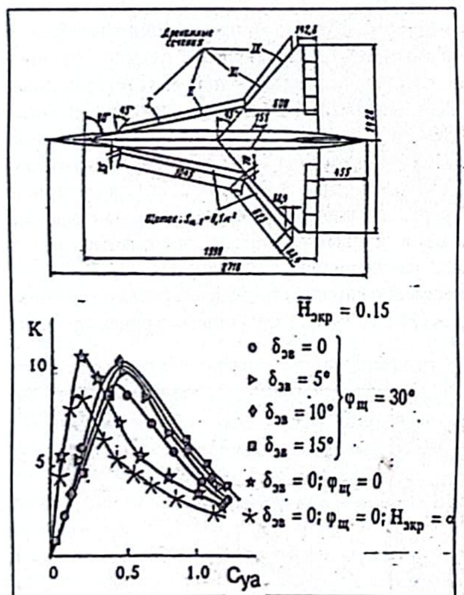
солнечной радиации максимальна, толщина озонного слоя минимальна, а в средних и северных широтах, где солнечная активность меньше, толщина озонного слоя максимальна. Понятно, что прогнозируемое уменьшение содержания озона от СПС-2 на доли процента является пренебрежимо малым.

В настоящее время можно считать общепризнанным, что флот СПС-2 практически не будет оказывать неблагоприятного влияния на озонный слой Земли.

Во всех проектах принято, что СПС-2 должны удовлетворять требованиям по шуму FAR-36, глава 3, как и современные ДПС. Как показали результаты предварительных исследований ЦАГИ и ЦИАМ, для выполнения этих требований необходимо существенно повысить аэродинамическое качество на взлетных режимах (по сравнению с СПС-1) для снижения потребной тяги после отрыва; уменьшить скорость истечения струй двигателей до ~400 м/сек; оптимизировать процедуру взлета путем специального выбора взлетной траектории и регулирования тяги на взлете; желательно применить в силовой установке СПС-2 двигатели ТРДД с умеренной степенью двухконтурности либо двигатели изменяемого цикла (ДИЦ).

Весьма эффективным средством повышения аэродинамического качества на взлетных режимах может стать применение комбинированного отклонения элевонов и носовой механизации консолей базового крыла, выполненной в виде обычных поворотных носков или вихревых щитков.

Исследования влияния процедур взлета СПС-2 на уровни шума на местности в контрольных точках, проведенные для базового СПС-2 с взлетной массой G_0=380 т и площадью крыла S=1200 м² с бесфорсажными турбореактивными двигателями, показали, что ТРДД, выбранные из условия выполнения крейсерского полета, оказываются переразмеренными на режимах взлета. Это позволяет применить на режимах взлета специальное дросселирование двигателей, при котором уменьшение тяги двигателей достигается при постоянном расходе воздуха через двигатели, т.е. при уменьшении скорости истечения реактивных струй. Известно, что скорость истечения струй является одним из основных факторов, определяющих уровни шума на местности.



Влияние механизации на характеристики самолета

Были рассмотрены различные траекторные возможности уменьшения шума на местности при взлете СПС-2 с применением дросселирования тяги. Существенным является понимание того, что при взлете самолета с четырьмя задросселированными двигателями случай продолженного взлета при отказе одного из двигателей уже не является расчетным, так как потерянная при отказе одного двигателя тяга может быть оперативно компенсирована соответствующим повышением тяги остальных работающих двигателей. Взлет СПС-2 возможен при разгоне в пределах заданной полосы до максимальной скорости, ограниченной возможностями располагаемой малошумной тяги или пневматиками шасси ($V_{Ш} \leq$ 400 км/ч). Затем самолет отрывается, используя с момента отрыва максимально допустимую по условиям комфорта пассажиров вертикальную перегрузку ny≤1,25. Это позволяет самолету очень быстро после отрыва выйти на контрольную высоту H=10,7 м и далее на высоты полета H≥120 м, после чего допустимо регулирование тяги двигателей летчиком. В этом случае для выполнения взлета не требуется системы автоматизированного изменения тяги. При степени двухконтурности m_0=1,0–1,1 могут быть реально получены уровни шума на

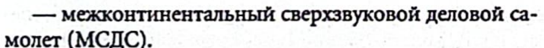
местности, практически удовлетворяющие нормам FAR-36, гл. 3, в боковой и пролетной контрольных точках.

Таким образом, проведенные исследования показывают, что все так называемые экологические проблемы СПС-2 могут быть решены при правильном проектировании самолета.

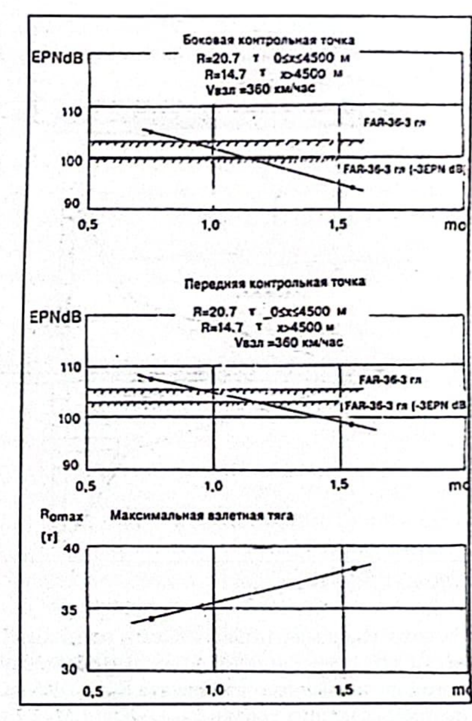
Сегодня исследования по разработке проектов сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения в России могут проводиться в следующих направлениях:

— создание сверхзвукового пассажирского самолета большой пассажировместимости, СПС-2-400, предназначенного для эксплуатации на трансокеанских маршрутах во всемирной системе авиационных воздушных перевозок, обладающего максимально возможной транспортной эффективностью и удовлетворяющего требованию выполнения дозвукового полета над сушей;

— сверхзвуковой пассажирский самолет средней пассажировместимости, СПС-2-200, рассчитанный на эксплуатацию в основном на внутренних дальних трассах России со сверхзвуковыми полетами над сушей в специальных коридорах над малонаселенной местностью, приспособленный к условиям сравнительно низких пассажиропотоков, характерных для России начала XXI века;



— межконтинентальный сверхзвуковой деловой самолет (МСДС).



Возможное решение проблемы шума на местности

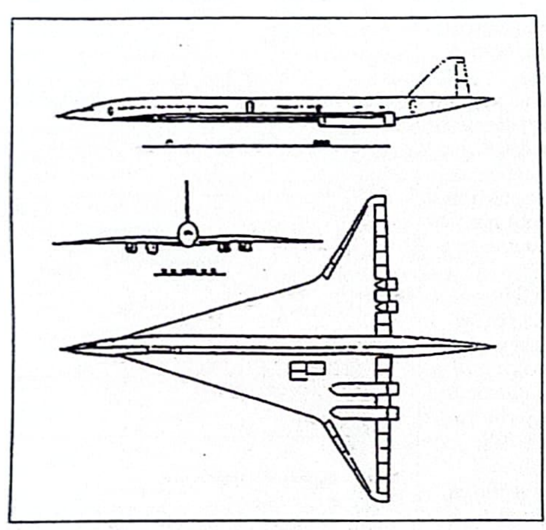
В соответствии с проведенным анализом возможных маршрутов все три самолета должны иметь примерно одинаковую практическую дальность беспосадочных полетов L~8000 км.

Рассмотрим коротко состояние проектов по этим самолетам.

Российский коммерческий сверхзвуковой пассажирский самолет (Ту-244-400).

В 1993 году АНТК им. А.Н. Туполева совместно с ЦАГИ, ЦИАМ, СНТК им. Н. Кузнецова был разработан проект СПС-2 Ту-244, который был ориентирован на достижение максимально возможной транспортной производительности, с тем чтобы обеспечить успешную экономическую конкурентоспособность СПС-2 с дозвуковыми пассажирскими самолетами большой размерности, типа ДПС «Боинг-747». Были рассмотрены различные варианты самолета, предназначенные для эксплуатации на трансатлантических маршрутах с характерными дальностями полета L~7500 км или на тихоокеанских маршрутах с характерными дальностями L~9200 км. В результате всесторонних рассмотрений было предложено реализовать рассмотренную выше идею универсального СПС-2 с большим взлетным весом G_0=380 т, рассчитанного на выполнение трансатлантических полетов с максимальной пассажировместимостью n~450 человек и тихоокеанских полетов с уменьшением количества пассажиров до n=320 человек и соответствующим эквивалентным по весу увеличением запаса топлива. Такой универсальный самолет будет несколько уступать на тихоокеанских трассах специально спроектированному для этих режимов СПС-2, но зато будет существенно превосходить его по экономике на трансатлантических маршрутах при L~8000 км и в полетах на сверхдальние расстояния до L~16 000 км с одной промежуточной посадкой.

Универсальный СПС-2 Ту-244-400 должен иметь существенно большую размерность по сравнению с



Проект СПС-2 Ту-244-400

СПС-1 Ту-144. Отличительной особенностью компоновки СПС-2 является применение крыла с относительно малыми углами стреловидности консолей, что позволяет увеличить удлинение крыла до значений λ~2,5 (по сравнению с λ=1,67 у СПС-1 Ту-144) и тем самым повысить несущие свойства и аэродинамическое качество самолета при α=const на режимах взлета и посадки, а также на дозвуковом крейсерском режиме. Кроме того, в компоновке СПС-2 предусмотрено использование отклоняемых носков вдоль передней кромки консолей крыла, S_H/S=0,0394 в комбинации с отклонением вниз элевонов вдоль задней кромки крыла, $S_{эв}/S$=0,108, где S — площадь крыла. Такая механизация крыла позволяет увеличить значения C_{ya} при α=const и существенно повысить величины аэродинамического качества при взлетных углах атаки самолета.

Крыло сложной формы в плане имеет развитый наплыв с относительным размахом $\bar{Z}_H$ =0,5, и оптимизированные формы срединной поверхности и распределения толщины, что обеспечивает достижение высоких потребных уровней максимального аэродинамического качества K_{max} ~9,5 на сверхзвуковом крейсерском режиме *M*=2,05, существенно превосходящих уровни K_{max}~8 при *M*=2,2 у СПС-1 Ту-144.

Максимальный взлетный вес G_0 =380 т, освоенный пассажирской авиацией, выбран с целью обеспечения максимальной пассажировместимости и дальности полета. Число М сверхзвукового крейсерского полета ограничено значениями *M*~2 для устранения чрезмерных тепловых нагрузок на конструкцию, для увеличения ресурса самолета и уменьшения вредных воздействий на озонный слой. Выбор сравнительно небольшой удельной нагрузки на крыло продиктован в значительной степени проблемой снижения шума на местности.

В соответствии с рассмотренной российской концепцией будущий универсальный СПС-2 может иметь следующие основные параметры:

Взлетная максимальная масса, G_0, т	380			
Площадь крыла, S, м²	1200			
Дальность полета, L, км	7500	8000	9200	15000*)
Количество пассажиров, n	450	400	350	450

*) с одной промежуточной посадкой.

Благодаря более высокой скорости полета и большой пассажировместимости, СПС-2 Ту-244-400 будет обладать более высокой транспортной эффективностью, по сравнению с дозвуковыми пассажирскими самолетами. Он будет значительно превосходить по всем технико-экономическим показателям сверхзвуковые пассажирские самолеты первого поколения, а также все известные отечественные и зарубежные проекты СПС-2.

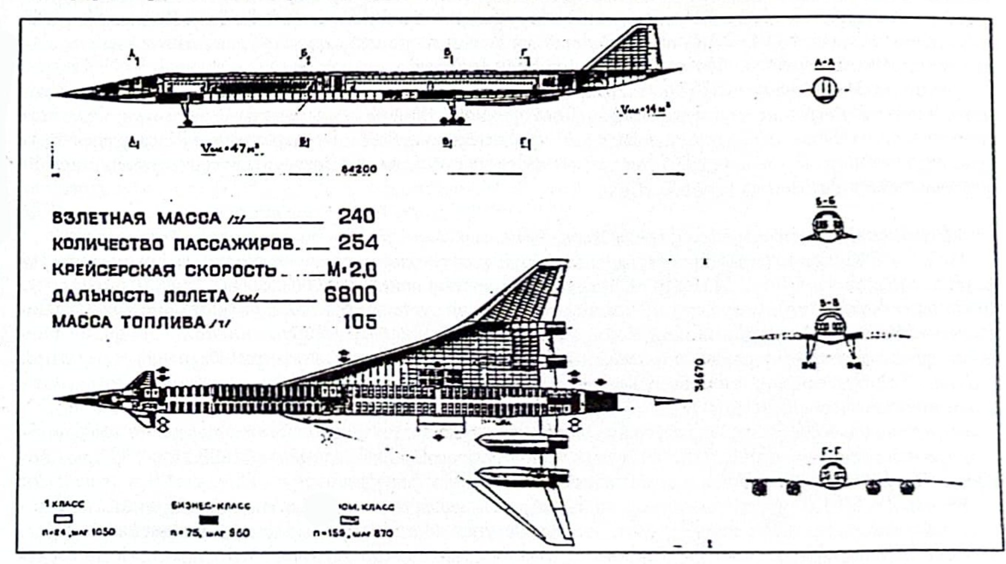
Сверхзвуковой пассажирский самолет умеренной пассажировместимости СПС-2 Ту-244Б-200.

Такой СПС по своим техническим возможностям и размерности будет близок к СПС-1 Ту-144 и «Конкорду», однако на Ту-244-200 необходимо реализовать комплекс мероприятий, направленных на уменьшение интенсивности звукового удара до ~8 кГ/м² и шума на местности на взлетно-посадочных режимах в соответствии с нормами FAR-36, гл. 3.

Максимальное аэродинамическое качество крыльев сложной формы в плане при сверхзвуковых скоростях полета может быть повышено путем дальнейшей оптимизации формы срединной поверхности крыла. Для определения оптимальных форм срединной поверхности изолированных крыльев произвольной формы в плане с дозвуковыми, сверхзвуковыми и смешанными передними кромками и комбинаций этих крыльев с фюзеляжами в настоящее время разработаны эффективные расчетные методы, в основном базирующиеся на линейной теории.

Самолет Ту-144 имел на расчетном сверхзвуковом режиме так называемую смешанную переднюю кромку, т.е. дозвуковую кромку в наплывной части крыла и сверхзвуковую переднюю кромку консолей. Это обстоятельство чрезвычайно затрудняло поиск оптимальных форм срединной поверхности крыла Ту-144 и требовало привлечения на помощь физических представлений и различных интерполяций. Для каждой конкретной компоновки с плоским крылом, обладающей заданными значениями коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе, существует оптимальное, с теоретической точки зрения, значение C_y, при котором может быть получена наибольшая величина K_{Max}. При определении оптимальной формы срединной поверхности крыла возникает также вопрос о выборе положения оси геометрической крутки крыла. С теоретической точки зрения, положение оси крутки не оказывает влияния на сопротивление, обусловленное подъемной силой, и, следовательно, может быть выбрано произвольно. На практике же положение оси крутки сказывается на интерференции комбинации крыло—фюзеляж.

Дальнейшее изучение механизма получения выигрыша в величине сопротивления за счет оптимизации формы срединной поверхности (Л.Е. Васильев, В.С. Кузнецов, Ю.А. Чирков, А.Б. Кощеев) позволи-



Проект Ту-244 Б-200

ло определить, что заданная подъемная сила у неплоского крыла реализуется при меньших, чем у плоского крыла, углах атаки всех сечений, за исключением первого расчетного сечения $\bar{Z}$=0,05, которое оказывается для оптимального неплоского крыла установленным под углом атаки 5,2°, что значительно больше угла установки плоского крыла, равного 3°. При этом в указанном корневом сечении создаются значительно большие перепады давления и, соответственно, подъемная сила, чем у плоского крыла. Благодаря сверхзвуковому переносу давлений (возмущений), корневые сечения индуцируют в последующих сечениях крыла дополнительную подъемную силу, так что оставшаяся часть заданной подъемной силы всего крыла создается в них при существенно меньших, чем у плоского крыла, углах наклона срединных линий и углах атаки сечений. Следует подчеркнуть, что в создании расчетного выигрыша в сопротивлении при заданной подъемной силе участвует вся поверхность крыла, а не отдельные ее участки. Поэтому местные модификации формы срединной поверхности оптимальных неплоских крыльев (отгиб носков, крутка и т.д.) должны проводиться с учетом того, как это отразится на форме срединной поверхности в пространстве и, в частности, на изменении углов атаки сечений крыла.

В последнее время шло дальнейшее углубление представлений о механизме формирования расчетного выигрыша в сопротивлении, обусловленном подъемной силой, от оптимизации формы срединной поверхности, выявление вкладов отдельных участков крыла в создании подъемной силы и сопротивления.

В результате проведения комплекса расчетных и экспериментальных исследований специалистами ЦАГИ и ОКБ Туполева были найдены новые формы крыла и фюзеляжа, которые позволяют практически реализовать при крейсерском числе *М*=2,2 прямой выигрыш в величине аэродинамического качества ΔK_{max}~1,5 по сравнению с результатами, достигнутыми на самолете Ту-144, и получить положительные приращения коэффициента нулевого продольного момента во всем диапазоне чисел *М*, включая дозвуковые и трансзвуковые скорости.

Одновременно с повышением максимального аэродинамического качества на самолетах второго поколения можно существенно повысить весовую отдачу. Наиболее мощные резервы могут быть реализованы в связи с переходом на новое поколение оборудования и новую элементную базу. По нашим оценкам, весовая структура СПС-2 будет приближаться к существующей структуре для дозвуковых самолетов, с сохранением, однако, более значительной доли топлива.

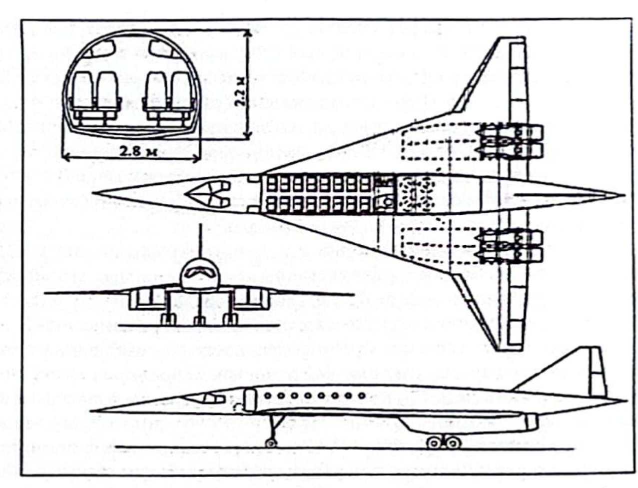
Принципиально важно, что в России сохранено производство сверхзвуковых самолетов на Казанском авиационно-строительном объединении имени Горбунова. Вполне реально на базе действующих технологических участков и цехов организовать при относительно небольших затратах выпуск сверхзвуковых самолетов второго поколения, характеристики которых существенно превышают соответствующие характеристики первого поколения Ту-144.

Межконтинентальный сверхзвуковой деловой самолет.

ЦАГИ и ОКБ Сухого проводят также совместные разработки проекта межконтинентального сверхзвукового делового самолета (МСДС) XXI века с дальностью полета L≈8000 км. Такой МСДС может осуществлять беспосадочные полеты на главных трансатлантических и тихоокеанских маршрутах: Нью-Йорк – Москва, Лондон – Вашингтон, Токио– Сиэтл и т.д. С одной промежуточной посадкой МСДС позволит реализовать полеты практически между двумя любыми столицами мира, обеспечивая даже при одночасовой промежуточной остановке существенную экономию времени по сравнению с дозвуковыми деловыми самолетами.

В деловом административном варианте МСДС предназначается в основном для перевозок высокопоставленных государственных и деловых людей, поэтому особую важность для МСДС приобретают вопросы обеспечения надежности и безопасности полета и комфорта.

В варианте МСДС с фюзеляжем некруглого поперечного сечения с максимальной шириной 2,8 м могут быть размещены 8–10 пассажиров в классе «люкс» или 30 пассажиров в экономическом классе. Обеспечение такой максимальной пассажировместимости существенно расширяет возможности применения МСДС, а следовательно, и рынок его сбыта.



Межконтинентальный сверхзвуковой деловой самолет

Так же, как для магистральных сверхзвуковых самолетов, важнейшим требованием, предъявляемым к МСДС, является обеспечение двухрежимности самолета, т.е. возможности выполнения равноэффективного по дальности полета на сверхзвуковом ($M_{кр}$~2) и околозвуковом (*М*~0,93) крейсерских режимах. Указанное требование продиктовано ограничениями по звуковому удару, разрешающими выполнение сверхзвуковых полетов только над водными пространствами или в коридорах над ненаселенной сушей типа пустынь и полярных областей. Таким образом, некоторые маршруты МСДС могут оказаться комбинированными, включающими дозвуковые участки полета на дальность. Требование двухрежимности оказывает существенное влияние на выбор аэродинамической компоновки СПС-2, и в частности на выбор формы крыла в плане, а также на выбор типа двигателей силовой установки.

Принципиальным для МСДС является выбор числа двигателей силовой установки. Преимуществом четырехдвигательного варианта МСДС является то, что отказ одного двигателя на взлете может быть практически полностью компенсирован соответствующим форсированием остальных трех двигателей. Возможность форсирования обусловлена обычной для МСДС переразмеренностью двигателей на режимах взлета. Поэтому для МСДС с четырьмя двигателями случай отказа одного двигателя на взлете уже не является расчетным. Точно так же отказ одного двигателя на крейсерском режиме позволит завершить полет на требуемую дальность, так как в этом случае не действуют ограничения на длительность полета с отказом двигателя, которые накладываются на двухдвигательный самолет. Таким образом, четырехдвигательный вариант обеспечивает существенно большую надежность и безопасность полета, что наиболее важно для рассматриваемого трансокеанского МСДС.

Наиболее эффективным аэродинамическим способом для согласования величин аэродинамического качества на дозвуковом и сверхзвуковом режимах крейсерского полета является выбор соответствующей формы крыла в плане и использование адаптивных элевонов и носков крыла. Рекомендуемое ЦАГИ крыло для МСДС спроектировано таким образом, чтобы обеспечить примерно одинаковые километровые расходы топлива для двух указанных режимов полета. В этом случае изменения полной дальности полета, вызванные временным переходом от сверхзвукового режима полета на дозвуковой и обратно, невелики.

Выбранное крыло обеспечивает достижение малой разницы между положениями аэродинамического фокуса при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Это позволяет реализовать в схеме «бесхвостка» полет на сверхзвуковом крейсерском режиме с малым запасом продольной статической устойчивости и обеспечить продольную балансировку на этом режиме фактически при нулевых углах отклонения элевонов, а значит, без потерь аэродинамического качества на балансировку.

При проектировании МСДС следует учитывать, что должны выполняться экологические ограничения по шуму сбоку от ВПП и в пролетной контрольной точке. Можно предполагать, что МСДС должен отвечать требованиям FAR-36, гл. 3, приложение 16 (том 1). Основным источником шума на взлетном

режиме является струя реактивного двигателя. Поэтому главная задача уменьшения шума двигателя сводится к уменьшению скоростей истечения выхлопных струй. Предварительные исследования, выполненные в ЦАГИ и в ЦИАМ, показывают, что применение турбовентиляторных двигателей со степенью двухконтурности m_0=0,9–1,0 в комбинации с управлением тягой на взлетной траектории и мерами, направленными на повышение аэродинамического качества, является перспективным направлением для решения проблемы шума МСДС в районе аэропорта. Такой подход предъявляет повышенные требования к величине аэродинамического качества на этапе взлета. Для увеличения аэродинамического качества на взлете необходимо снижать значения $C_{yaвз}$, что может быть реализовано путем уменьшения нагрузки на крыло до значений G_0/S~310 кг/м².

Отличительной особенностью рекомендуемой компоновки МСДС является использование крыла сложной формы в плане с базовым крылом относительно малой стреловидности. Это позволяет увеличить общее удлинение до λ~2,2 (по сравнению с 1,67 для СПС-1 Ту-144) и за счет этого повысить аэродинамическое качество и несущие свойства крыла на режимах взлета и посадки. В компоновке МСДС предусмотрено использование отклоняемых носков в комбинации с отклоняемыми вниз элевонами вдоль задней кромки крыла. Такая механизация крыла позволяет существенно увеличить величину коэффициента подъемной силы C_{ya} при фиксированном угле атаки α=const и аэродинамическое качество при фиксированном значении C_{ya}=const. На расчетном режиме взлета рациональный диапазон углов отклонения элевонов составляет $\delta_{эв}$=10°÷12°. С целью улучшения аэродинамических характеристик во взлетной конфигурации рекомендуется использовать малые степени статической продольной неустойчивости.

Исследования показывают, что современный уровень аэродинамического проектирования позволяет реализовать компоновку МСДС с высокими уровнями максимального аэродинамического качества при крейсерских скоростях K_{max}=13,3 и 8,3 при *M*=0,93 и 2,0, соответственно. Разработанная компоновка МСДС позволяет реализовать дальность полета L~8000 км с крейсерским числом *M*=2 при аэронавигационном запасе топлива ($G_{АНЗ}$=5,6 т), достаточном для стандартного удаления запасного аэродрома (370 км), получасового ожидания посадки и 4%-го компенсационного запаса топлива. Практически та же дальность реализуется при дозвуковом крейсерском режиме (*M*=0,93) и на маршрутах с различными режимами полета.

Сегодня Россия, с ее гигантскими пространствами, с небольшой протяженностью трасс над водными поверхностями и умеренными пассажиропотоками, особенно характерными для начала XXI века, должна принять непростое решение — какой проект должен стать базовым для будущих разработок. И трудность заключается в том, что экономическое состояние страны и ее положение в международном разделении труда не позволяет принимать решения, аналогичные принимаемым промышленностью Запада. В воздушных перевозках на внутренних трассах России в ближайшее десятилетие не может быть реализован потенциал широкофюзеляжных самолетов из-за ограниченного пассажиропотока, имеющего к тому же сезонный характер.

Из-за этих особенностей внутреннего рынка можно сделать следующие выводы:

1) на российских трассах в первую очередь должны появиться сверхзвуковые самолеты для перевозки 120–150 пассажиров;

2) новый сверхзвуковой самолет должен быть двухрежимным и обеспечивать равноэффективный по дальности полета на сверхзвуковом (*M*=2,2) и околозвуковом (*M*=0,93) крейсерских режимах;

3) успешная эксплуатация СПС-2-200 на внутренних трассах позволит создать условия для экспортного производства СПС-2-400 и МСДС на той же производственной базе;

4) на базе производства нового типа воздушного судна необходимо завершить начатые работы по модернизации серийного производства и внедрению комплексных систем автоматизированного проектирования в производство.

Хорошо освоенный, в том числе и в производстве самолетов Ту-144, плазово-шаблонно-стапельный метод обеспечивает унификацию деталей только в процессе сборки. Считается, что собранные агрегаты должны быть одинаковы, так как сделаны на одном стапеле. Существенное отличие сборочных единиц, заставляет в процессе сборки применять различные приспособления, что создает внутренние напряжения. В результате собранный агрегат от внутренних напряжений (особенно для упругих структур) после освобождения приобретает форму, отличную от заданной стапелем (подчас очень существенно). Наличие разных (по величине и действию) внутренних напряжений определяет разную геометрию и поведение конструкции конкретных самолетов и появление трещин в разных местах и в разное время.

Отсюда следует очевидный путь повышения точности изготовления отдельно взятых сборочных единиц, что может быть обеспечено расширением применения механической обработки и программного управления. Фактически авиационная промышленность должна вернуться в общее машиностроение, применяя на всех уровнях хорошо известные методы допусков и посадок, а также другие статистические приемы значительного повышения точности при массовом производстве. Следует напомнить, что все программное обеспечение технологии производства сверхзвукового самолета должно ориентироваться на аэродинамическую базу данных (математический макет), т.е. должны быть учтены все виды деформаций для того, чтобы полетная форма самолета на расчетном режиме точно соответствовала заданной.

Заключение

Через сорок лет после начала исследований сверхзвуковых пассажирских самолетов, через тридцать лет после первого полета первого в мире Ту-144, через двадцать лет после начала эксплуатации самолетов Ту-144 и «Конкорд» использование этого вида транспорта остается нереализованной мечтой и потребностью человечества. Инженерные и научные достижения, ясные экономические перспективы, проблемы взаимодействия с окружающей средой, предрассудки и направленная борьба против внедрения сверхзвуковых самолетов образовали сложный клубок противоречий из технических, политических и экономических факторов. В России на это наложилась сложная экономическая ситуация, для которой характерны реальная потребность в инновационных проектах и отсутствие консолидированного Заказчика, имеющего необходимые ресурсы и мотивацию для перспективного развития. Но мы уверены, что это не дает право терять завоеванные позиции, так как фактически сегодня, как и сорок лет назад, в мире должен быть сделан выбор между очень быстрым самолетом на 150–350 мест (СПС) и очень большим дозвуковым самолетом на 800–1000 пассажиров. Наши западные конкуренты готовы к этому выбору и ведут многолетние исследования во всех направлениях. Цена вопроса очень велика. Международные эксперты оценивают минимальный рынок сверхзвуковых самолетов в 300 самолетов, что позволяет создать более 60 тысяч рабочих мест и обеспечить не менее 16 миллиардов долларов положительного торгового баланса. Все согласны в одном: тот, кто первым создаст экономичный СПС, совместимый с окружающей средой, — тот достаточно быстро получит доминирующее положение на мировом рынке и сможет потеснить дозвуковые самолеты.

Мы знаем, что возрождение отечественной авиационной промышленности необходимо вести путем внедрения абсолютно новых, смелых и перспективных проектов, где мы не отстаем от конкурентов, а имеем собственный опыт, полученный дорогой ценой. С этих позиций Россия, сохранившая опыт проектирования и изготовления сверхзвуковых пассажирских самолетов первого поколения Ту-144 и Ту-144Д и тяжелых сверхзвуковых стратегических самолетов Ту-160, имеет все возможности создать собственный проект СПС-2 и занять достойное место в международном проекте единого сверхзвукового самолета следующего поколения.

Приложения

Приложение 1

Хронология основных событий и история создания самолета Ту-144

Дата	Содержание
19 сентября 1962 г.	Приказ Председателя ГКАТ (П. В. Дементьева) № 306. Генеральному конструктору А.Н. Туполеву поручается проработка проекта сверхзвукового пассажирского самолета с двигателями НК-135. (Работа проводилась в отделе проектов под руководством С.М. Егера.)
28 октября 1963 г.	Решение ГКАТ о прекращении разработки проекта СПС с двигателями НК-135.
16 июля 1963 г.	Постановление ЦК КПСС и СМ СССР (в дальнейшем будет именоваться «Постановлением Правительства») № 798-271 «О создании ОКБ А.Н. Туполева СПС ТУ-144 с четырьмя реактивными двигателями и о постройке партии этих самолетов». Этим же Постановлением определен разработчик двигателя — ОКБ Н.Д. Кузнецова.
19 августа 1964 г.	Постановление Правительства № 697-289. Определены соисполнители (разработчики) основных систем самолета.
3 сентября 1964 г.	Приказом Председателя ГКАТ (П. В. Дементьева) №336 заданы основные характеристики двигателя НК-144, сроки его создания и поставок на самолеты.
10 сентября 1964 г.	Министром гражданской авиации (Е.Ф. Логинов) утверждены «Тактико-технические требования к самолету Ту-144».
Июнь 1965 г.	Первая демонстрация модели самолета Ту-144 на XXVI авиасалоне в Ле-Бурже.
Июль 1965 г.	Генеральный конструктор А.Н. Туполев предъявил МГА эскизный проект самолета Ту-144.
Май–июнь 1966 г.	Проведена макетная комиссия по самолету Ту-144. Протокол МК утвержден МГА–ВВС 22 июня 1966 г.
12 декабря 1966 г.	Решением ВПК № 290 заданы сроки завершения разработки документации на постройку самолета (июнь 1967 г.), поставки оборудования и комплектующих изделий (II квартал 1967 г.), поставки двигателей (октябрь 1967 г.), завершение сборки самолета (ноябрь 1967 г.).
Июль–октябрь 1967 г.	Передача в опытное производство завода конструкторской документации на постройку самолета Ту-144.
18 апреля 1968 г.	Первый полет самолета-аналога МИГ-21И.

Дата	Содержание
9 октября 1968 г.	Завершение постройки самолета производством и передача ЛИКу ЖЛИиДБ для наземных аэродромных отработок и летных испытаний.
7 ноября 1968 г.	Разрушение турбины ТНУ при наземных отработках, повреждение элементов конструкции самолета.
5 декабря 1968 г.	Методсовет МАП, выдача разрешения на 1-й вылет.
20 декабря 1968 г.	Готовность самолета Ту-144 к 1-му вылету (отсутствие метеоусловий для 1-го вылета).
31 декабря 1968 г.	ПЕРВЫЙ ПОЛЕТ самолета Ту-144. («Конкорд» совершил 1-й полет 3 марта 1969 г).
20–21 мая 1969 г.	Первая публичная демонстрация самолета Ту-144 в аэропорту «Шереметьево» для советских и зарубежных корреспондентов и специалистов гражданской авиации.
5 июня 1969 г.	Выход самолета Ту-144 на сверхзвуковую скорость полета (число M=1,08).
25 мая 1970 г.	Выход самолета Ту-144 на крейсерскую сверхзвуковую скорость полета (число M=2,0).
15 июля 1970 г.	Достижение МАКСИМАЛЬНОЙ скорости полета 2443 км/ч (число M=2,35).
23–25 мая 1971 г.	Первый зарубежный полет самолета Ту-144 в Прагу.
25 мая–8 июня 1971 г.	Первая демонстрация самолета Ту-144 на XXIX международном авиасалоне в Ле-Бурже («Конкорд» впервые демонстрировался в Ле-Бурже в 1969 г.).
5 июня 1971 г.	Демонстрационный полет Ту-144 на авиационном салоне в Ле-Бурже.
13-17 июня 1971 г.	Полет Ту-144 в Берлине (ГДР), демонстрация самолета в аэропорту «Шёнефельд».
17 июня 1971 г.	При перелете Берлин–Москва самолет Ту-144 совершил вынужденную посадку в Варшаве (нарушение герметичности топливной системы).
19 июня 1971 г.	Перелет самолета Ту-144 по маршруту Варшава–Москва
6–14 сентября 1971 г.	Полет Ту-144 по маршруту Москва–София–Москва. Впервые зарубежный полет выполнялся на сверхзвуковой скорости (время полета 1 час 19 мин. и 1 час 11 мин., соответственно).
19 апреля–1 мая 1972 г.	Полет Ту-144 в Ганновер, демонстрация самолета на авиасалоне.
30 сентября–5 октября 1972 г.	Полет Ту-144 в Будапешт, демонстрация самолета авиакомпании «Малев».

Дата	Содержание
27 апреля 1973 г.	ПОСЛЕДНИЙ ПОЛЕТ опытного самолета Ту-144, завершение программы летных испытаний опытного самолета.
12 декабря 1966 г.	Решением ВПК № 290 поручено Генеральному конструктору А.Н. Туполеву совместно с ЦАГИ, ЦИАМ и МГА проработать предложения по улучшению летно-технических и экономических характеристик самолета Ту-144.
30 июня 1967 г.	Решение ВПК «О постройке самолетов Ту-144 с улучшенными летно-техническими характеристиками».
Октябрь 1969 г. – январь 1970 г.	Передача конструкторской документации серийному заводу (ВАЗу) и в опытное производство на улучшенный вариант самолета Ту-144. Постройка первого экземпляра самолета производилась в кооперации опытного завода и ВАЗа с окончательной сборкой и отработкой самолета в ЖЛИиДБ.
25 июня 1971 г.	Методсовет МАП. Решение «О допуске самолета к первому вылету и проведению летных испытаний».
1 июля 1971 г.	Первый полет улучшенного (серийного) образца самолета Ту-144 № 01-1, бортовой № 77101.
28 июля 1971 г.	Решением ВПК № 187 утверждена комиссия по проведению совместных государственных испытаний самолета Ту-144 под председательством А.И. Семенкова, первого заместителя министра гражданской авиации.
Июль 1971 г.	Начало заводских и совместных испытаний самолета Ту-144 (испытаниям был подвержен также и опытный образец самолета).
29 марта 1972 г.	Первый полет серийного самолета Ту-144 № 01-2, бортовой № 77102, производства ВАЗ. Подключение самолета к программе летных испытаний.
20 сентября 1972 г.	Полет самолета Ту-144 № 01-1 по маршруту Москва–Ташкент–Москва. Первая демонстрация серийного образца самолета вне аэродрома «Раменское».
23 апреля 1973 г.	Демонстрационный полет самолета Ту-144 (бортовой номер 77102) с представителями СМИ (пресса, радио, телевидение) на борту по замкнутому маршруту Москва–Волгоград–Москва на сверхзвуковой скорости. На борту самолета находились и отвечали на вопросы журналистов Генеральный конструктор А.А. Туполев, ведущий инженер по летным испытаниям В.Н. Бендеров, зам. главного конструктора Ю.Н. Попов и другие.
23 мая 1973 г.	Полет самолета Ту-144 (бортовой номер 77102) в Париж для участия в XXX авиасалоне в Ле-Бурже.

Дата	Содержание
2 июня 1973 г.	Первый демонстрационный полет Ту-144 в Ле-Бурже.
3 июня 1973 г.	Второй демонстрационный полет Ту-144 в Ле-Бурже, закончившийся катастрофой. Временная остановка летных испытаний самолетов Ту-144.
26 ноября 1973 г.	Решение Коллегии МАП «О возобновлении испытаний самолетов Ту-144 (после катастрофы 03.06.73 г.) и проведения необходимых мероприятий».
13 декабря 1973 г.	Первый полет самолета Ту-144 (бортовой номер 77103 (02-1). Подключение самолетов к летным испытаниям.
1973–1974 гг.	Разработка и передача серийному заводу измененной технической документации по конструкции и системам самолета в связи с катастрофой 03.06.73 г. Полностью все изменения вводились с самолета № 05-1.
16 июня 1974 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 02-2, бортовой номер 77104.
26 июня 1974 г.	Постановлением Правительства № 533-186 Минавиапром обязывается обеспечить необходимые работы для осуществления начала пассажирских перевозок на Ту-144 в 1975 г.
4–5 сентября 1974 г. 5 сентября 1974 г.	Полет Ту-144 по маршруту Москва–Киев–Москва. Демонстрационный полет Ту-144 в а/п Борисполь.
7 октября 1974 г.	Полет Ту-144 по маршруту Москва–Баку.
8 октября 1974 г.	Полет Ту-144 по маршруту Баку–Ташкент–Баку.
9 октября 1974 г.	Полет Ту-144 по маршруту Баку–Москва.
28 ноября 1974 г.	Постановлением Коллегии МГА № 31 поручено МВК НЛГС СССР и Госавиарегистру СССР разработать и представить к 1 мая 1975 г. на утверждение «Нормы летной годности СГС», для обеспечения сертификации самолета Ту-144.
6 февраля 1975 г.	Полет Ту-144 по маршруту Москва-Ташкент-Москва.
4 марта 1975 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 04-1, бортовой номер 77106.
28 марта 1975 г.	МАП, МГА, ГАР утверждена «Комплексная программа государственных испытаний самолета Ту-144» (№ 1339).
31 марта–7 апреля 1975 г.	Министрами АП (П. Дементьев) и ГА (Б. Бугаев) утверждено решение «О порядке внедрения в эксплуатацию на линиях МГА самолета Ту-144 с двигателями НК-144». Решение включало: порядок и организацию совместных государственных испытаний; техническую характеристику самолета, положение о временных нормах летной годности.

Дата	Содержание
6 мая 1975 г.	Утвержден Акт Государственных стендовых испытаний двигателя НК-144А.
28 мая–9 июня 1975 г.	Полет самолета Ту-144 в Париж для участия в XXXI авиасалоне в Ле-Бурже.
9 июля 1975 г.	Министрами АП и ГА утвержден «План-график проведения государственных испытаний самолета Ту-144».
20 августа 1975 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 04-2, бортовой номер 77108.
11 сентября 1975 г.	Вступили в силу «Временные нормы летной годности сверхзвуковых гражданских самолетов СССР (ВНЛГСС)».
8 декабря 1975 г.	Решением ВПК (взамен решения от 28.07.71 г. № 187) утвержден новый состав комиссии по проведению совместных государственных испытаний самолета Ту-144 под председательством И.С. Разумовского— замминистра гражданской авиации.
10 декабря 1975 г.	Министрами АП и ГА утверждено решение «О начале и порядке проведения эксплуатационных полетов на самолете Ту-144».
12 декабря 1975 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 05-1, бортовой номер 77107, серийный образец пассажирских перевозок.
26 декабря 1975 г.	Начало эксплуатационных полетов самолета Ту-144 № 04-1 с перевозкой почты и грузов на трассе МГА Москва–Алма-Ата.
29 апреля 1976 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 05-2, бортовой номер 77109, предназначенного для пассажирских перевозок.
19 августа – 7 сентября 1976 г.	МАП, МГА, ГАР утверждена «Программа эксплуатационных испытаний самолетов Ту-144 на трассах МГА».
14 февраля 1977 г.	Первый полет самолета Ту-144 № 06-1, бортовой номер 77110, предназначенного для пассажирских перевозок. Последний серийный самолет Ту-144 с двигателями НК-144.
15 мая 1977 г.	Завершение государственных испытаний самолетов Ту-144 с двигателями НК-144.
19 августа 1977 г.	МАП, МГА, ГАР утвердили решение «О порядке выполнения программы эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 на трассах МГА».
13 сентября 1977 г.	Министрами АП и ГА утвержден «Акт по результатам совместных государственных испытаний самолета Ту-144 с двигателями НК-144».
13 сентября 1977 г.	Приказ министров АП и ГА № 149-223 «О проведении эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 с двигателями НК-144. Этим же приказом была утверждена комиссия МАП-МГА по проведению эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 под председательством Б.Д. Грубия, замминистра ГА.

Дата	Содержание
30 сентября 1977 г.	Госавиарегистр СССР выдал временный сертификат летной годности (№ 02В-004) на самолет Ту-144 с двигателями НК-144.
24 сентября– 22 октября 1977 г.	Проведение эксплуатационных испытаний самолета Ту-144.
25 октября 1977 г.	Министрами АП и ГА утвержден «Акт по результатам эксплуатационных испытаний самолета Ту-144 с двигателями НК-144».
29 октября 1977 г.	Госавиарегистр СССР выдал «Сертификат летной годности типа самолету Ту-144 с двигателями НК-144А».
31 октября 1977 г.	Приказ министров АП и ГА № 173-269 «О начале пассажирских перевозок на самолетах Ту-144 с двигателями НК-144А на трассе Москва–Алма-Ата».
1 ноября 1977 г.	Первый рейс самолета Ту-144 с пассажирами на борту на трассе Москва–Алма-Ата. Начало регулярной эксплуатации самолета Ту-144.
30 мая 1977 г.	Отмена очередного рейса самолета Ту-144 (по указанию Генерального конструктора А.А. Туполева). Временная остановка эксплуатации, оказавшаяся окончательной.
24 августа 1978 г.	Приказ министра АП № 329 «О согласовании с МГА и ВВС решения о порядке возобновления МГА эксплуатации самолетов Ту-144 на трассе Москва–Алма-Ата».
2–14 сентября 1978 г.	Утверждение МАП, МГА, ГАР, ВВС «Мероприятий по реализации на самолетах Ту-144 № 05-2 и 06-1 до возобновления пассажирских перевозок и рекомендаций комиссии по происшествию на самолете Ту-144 № 06-2».
7 октября 1978 г.–17 марта 1979 г.	Решение МАП, МГА, ВВС (№ 004-20-78) «О проведении доработок самолетов Ту-144 №№ 05-2 и 06-1 в обеспечение их дальнейшей эксплуатации».
12 марта 1981 г.	Утверждение Акта комиссии, назначенной приказом министра АП от 10.02.81 г. № 31 «О допуске двигателей НК-144А, топливных систем самолетов №№ 05-2 и 06-1 к дальнейшей эксплуатации при выполнении пассажирских перевозок».
	ПАССАЖИРСКИЕ ПЕРЕВОЗКИ НЕ БЫЛИ ВОЗОБНОВЛЕНЫ.
	Самолеты Ту-144Д с двигателями РД-36-51А
22 октября 1967 г.	Решение ВПК № 362 «О создании для самолета Ту-144 турбореактивного двигателя РД-36-51А (в дальнейшем именуемого «РД»)». Заданы основные характеристики двигателя.

Дата	Содержание
18 декабря 1968 г.	Решение ВПК № «О разработке улучшенного варианта самолета Ту-144 с двигателями «РД».
4 июня 1969 г.	Решением ВПК № 131 заданы основные ЛТХ самолета Ту-144 с двигателями «РД», сроки завершения проектирования и предъявления самолета Ту-144 с двигателями «РД» на контрольные испытания.
25 июня 1969 г.	Министром ГА утверждены дополнительные ТТТ к самолету Ту-144 с двигателями «РД».
26 июля 1974 г.	Постановление Правительства № 533-186 «О постройке улучшенного варианта самолета Ту-144 с двигателями «РД» и поставке таких самолетов МГА.
30 ноября 1974 г.	Первый полет самолета Ту-144 с двигателями «РД» № 03-1, (бортовой номер 77105). Начало летных испытаний самолета Ту-144Д с двигателями «РД».
28 ноября 1976 г.	Решением ВПК № 312 задана постройка на серийном заводе (ВАЗ) партии из 6 самолетов Ту-144Д с двигателями «РД».
Февраль 1977 г.	Проведена Макетная комиссия по кабине экипажа и системам самолета Ту-144Д, отличным от самолета Ту-144 с двигателями НК-144.
1976–1977 гг.	Разработка и передача серийному заводу (ВАЗ) комплекта технической документации на измененные конструкцию и системы самолета Ту-144Д по сравнению с самолетом Ту-144.
17–24 марта 1977 г.	Министрами АП и ГА (П. Дементьев, Д. Бугаев) утвержден «План-график проведения испытаний самолета Ту-144Д».
27 апреля 1978 г.	Первый полет первого серийного самолета Ту-144Д № 06-2, бортовой номер 77111, с двигателями «РД».
18 апреля–3 мая 1978 г.	МАП, МГА, ГАР утвердили «Решение о порядке проведения совместных государственных испытаний самолета Ту-144Д».
23 мая 1978 г.	Катастрофа самолета Ту-144Д № 06-2, бортовой номер 77111.
19 февраля 1979 г.	Первый полет самолета Ту-144Д № 07-1, бортовой номер 77112.
2 октября 1979 г.	Первый полет самолета Ту-144Д № 08-1, бортовой номер 77113.
1978–1979 гг.	Проведение заводского этапа летных и сертификационных испытаний самолета Ту-144Д с двигателями «РД».
31 августа 1980 г.	Во время испытательного полета на самолете Ту-144Д № 08-1 на сверхзвуковом режиме произошло разрушение двигателя «РД», повлекшее разрушение отдельных элементов конструкции и систем самолета. Экипаж самолета (КВС Е. Горюнов) благополучно совершил вынужденную посадку на аэродроме ВВС (г. Энгельс).

Дата	Содержание
20 февраля 1981 г.	Получено заключение ЛИИ «О соответствии самолета Ту-144Д требованиям ВНЛГСС».
13 апреля 1981 г.	Первый полет самолета Ту-144Д № 08-2, бортовой номер 77114.
30 декабря 1980 г. – 28 апреля 1981 г.	МАП, МГА, ГАР утверждена «Комплексная программа совместных государственных испытаний самолета Ту-144Д с двигателями «РД».
11 мая 1981 г.	МГА утвердило «Акт приемки самолета Ту-144Д с двигателями «РД» на совместные государственные испытания.
27 мая–2 июня 1981 г.	Министрами АП и ГА (И.С. Силаев, Б.П. Бугаев) утверждено «Решение о порядке внедрения в эксплуатацию на линиях МГА сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д с двигателями «РД». Этим же решением утвержден «План-график работ по обеспечению начала пассажирских перевозок на самолете Ту-144Д».
9 июня 1981 г.	Госавиарегистр СССР выдал «Временный сертификат летной годности самолета типа Ту-144Д с двигателями «РД» (№ 11В-144Д).
Июль–ноябрь 1981 г.	Проведена и выполнена «Программа совместных Государственных испытаний самолета Ту-144Д с двигателями «РД». «Акт по результатам совместных Государственных испытаний самолета Ту-144Д» был утвержден министрами АП и ГА (И. С. Силаев, Б. П. Бугаев) только 19 апреля 1982 г.
17–20 июля 1981г	МАП, МГА, ГАР утвердили «Программу эксплуатационных испытаний самолета Ту-144Д на трассах гражданской авиации».
22 июля 1981 г.	Приказ министров АП и ГА № 139-181 «О проведении эксплуатационных испытаний самолета Ту-144Д на трассе МГА Москва–Красноярск». Этим же приказом утверждена комиссия по проведению эксплуатационных испытаний, под председательством Б. Грубия, замминистра гражданской авиации.
28 июля 1981 г.	Приказ министра АП № 178 «О подготовке к перебазированию самолетов Ту-144Д № 07-1 и 08-2 в аэропорт «Домодедово» для проведения эксплуатационных испытаний на трассе Москва-Красноярск».
12 ноября 1981 г.	Разрушение на стенде РКБМ двигателя «РД» при проведении контрольных испытаний. Временная остановка полетов самолетов Ту-144Д с двигателями «РД».

Дата	Содержание
20 января 1982 г.	МАП, МГА и ВВС утвердили Решение № 5752-81-090 «О ремонте и выпуске двигателей «РД» (в связи с разрушением комиссионного двигателя «РД» № 1310 12.XI.81).
27 января 1982 г.	Указание министра АП № С24/464 «О прекращении на ВАПО производства самолетов Ту-144Д, заканчивая самолетом № 09-1».
1 июля 1983 г.	Постановление Правительства СССР № 461-169 «О прекращении работ по самолету Ту-144 и использовании изготовленных самолетов в качестве летающих лабораторий».
13 июля 1983 г.	На самолете «101» (Ту-144Д № 08-2 (бортовой номер 77114) установлен мировой рекорд скорости полета по замкнутому маршруту L=1000 км с грузом 30 000 кг. Достигнута средняя скорость V= 2031,5 км/ч.
20 июля 1983 г.	На самолете «101» установлен рекорд скорости и высоты полета по замкнутому маршруту L=2000 км. Получена скорость V_{cp}=2012,2 км/ч и высота 18 200 м с грузом 30 000 кг.
4 октября 1984 г.	Первый полет самолета Ту-144Д № 09-1, бортовой номер 77115, последнего серийно изготовленного самолета Ту-144.
1985–1996 гг.	На самолете Ту-144Д № 09-1 выполнялись тренировочные полеты летчиков-испытателей ЛИИ по программе подготовки к полетам на ВКС «Буран».
1986 г.	Доработки самолета Ту-144Д № 08-2 по оборудованию его научно-исследовательской аппаратурой для проведения исследования радиационной обстановки в верхней атмосфере в интересах института медико-биологических проблем.
1987–1988 гг.	Выполнение полетов по программе института медико-биологических проблем. Полеты выполнялись по маршрутам: Москва–Нарьян-Мар–Москва; Москва–Ишим-Москва; Москва–Уральск–Гурьев–Шевченко–Москва.
1988–1989 гг.	Дооборудование самолета Ту-144Д № 08-2 дополнительной научной аппаратурой под расширенный комплекс атмосферных исследований в интересах институтов Академии наук СССР.
	В связи с прекращением финансирования работ по теме дооборудование самолета не было завершено и испытания не проводились.
27 февраля 1990 г.	Последний полет самолета Ту-144Д № 08-2.

Дата	Содержание
17 июня 1994 г.	Подписание контракта с НАСА «О доработках самолета Ту-144Д № 08-2 и проведении комплекса исследований в интересах создания СПС 2-го поколения».
29 ноября 1996 г.	Первый полет самолета–летающей лаборатории Ту-144ЛЛ № 08-2.
11 февраля 1998 г.	Завершение программы летных экспериментов на самолете–летающей лаборатории Ту-144ЛЛ № 08-2.

Приложение 2

История разработки программы Ту-144ЛЛ

Дата	Содержание
Июнь 1991 г.	На встрече в Париже руководители фирмы Рокуэлл (США) и ОКБ Туполева подписали протокол о намерении совместной работы на базе самолета Ту-144.
Сентябрь 1992 г.	По инициативе руководителя Центра имени Драйдена Л. Уильяма начата оценка летных данных Ту-144. Обсуждение совместного проекта на семинаре по конверсии военной промышленности России.
Апрель 1993 г.	Утверждение совместной программы работ по сверхзвуковым самолетам между США и Россией по результатам выводов комиссии (г. Ванкувер).
Май 1993 г.	Ежегодная встреча участников программы исследований по высокоскоростному транспорту в г. Моффетте (США). Решение Центра Драйдена по составу команды для оценки возможностей самолета Ту-144.
Июнь 1993 г.	Положительное заключение фирмы Рокуэлл. Представление заключения руководству НАСА. Решение о первоначальном финансировании программы. Пересмотр статута программы. Разработка технологического перечня работ. Начало еженедельных телефонных конференций.
Июнь 1993 г.	Встреча Черномырдин–Гор (решение о начале совместных авиационно-космических разработок между Россией и США).
Октябрь 1993 г.	Рабочая встреча американской и российской команд по Ту-144 в Москве. Ознакомление с самолетом Ту-144. В «Итоговом документе», подписанном всеми участниками Московской встречи, 1ВР/АНТК рекомендуется представить предложения по изучению ЛТХ, необходимых модификаций и подготовке самолета к летным испытаниям.
Декабрь 1993 г.	Встреча руководителей ОКБ Туполева, НАСА, Боинга, Рокуэлла. Принятие решения о запуске программы.

Дата	Содержание
Декабрь 1993 г.	Обсуждение облика Ту-144ЛЛ. Предварительное рассмотрение: рассмотрение систем и эксплуатационных характеристик Ту-144; подтверждение возможностей и практической целесообразности проекта Ту-144ЛЛ.
Февраль–апрель 1994 г.	Согласование данных по проекту Ту-144: анализ данных по системам; выполняются наземные испытания и проверки на самолете • проверяется функционирование главных систем (например, топливной, гидравлической, электрической); • определяются объемы работ и доработок.
Июнь 1994 г.	Встреча Черномырдин–Гор (одобрение Контракта АНТК). Включение темы в план особо важных работ. Согласование объема финансирования.
Июнь 1994 г.	Визит руководства ОКБ Туполева (В.Т. Климов, А.Л. Пухов) в НАСА, Боинг. Подписание объединенного соглашения по Ту-144ЛЛ в Вашингтоне между ОКБ Туполева (Россия), НАСА, Боинг, Рокуэлл, МакДоннелл-Дуглас, Дженерал Электрик, Пратт Уитни (США) и 1ВР (Великобритания)
Август 1994 г.	Подписание контракта по Ту-144ЛЛ в г. Москве.
1998 г.	Завершение работ по контракту.

Приложение 3

Летные экипажи, испытывавшие самолеты ТУ-144, ТУ-144Д и ТУ-144ЛЛ

ЛЕТЧИКИ

Агапов С.Т.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Борисов В.П.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Борисов С.Г.	летчик-испытатель
Ведерников И.К.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Веремей Б.И.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Вобликов А.И.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Волк И.П.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР, летчик-космонавт СССР
Воронин В.П.	заслуженный пилот ГА
Ворониченко Г.В.	летчик-испытатель
Горюнов Е.А.	Герой России, заслуженный летчик-испытатель СССР
Елян Э.В.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Ильюшин В.С.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Клюев Л.Ф.	летчик-испытатель
Кляус В.Н.	летчик-испытатель
Козлов М.В.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР
Крыжановский В.И.	заслуженный летчик-испытатель СССР
Кузнецов Б.Ф.	заслуженный пилот ГА
Кузнецов М.С.	летчик-испытатель
Ларин А.А.	заслуженный пилот ГА
Левченко А.И.	Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР, летчик-космонавт СССР.
Матвеев В.Н.	Герой России, заслуженный летчик-испытатель СССР

Мелешко А.С.	заслуженный летчик-испытатель СССР
Молчанов В.М.	летчик-испытатель
Павлов В.В	заслуженный летчик-испытатель СССР
Попов В.Д.	заслуженный летчик-испытатель СССР
Севанькаев В.А	Герой России, заслуженный летчик-испытатель СССР
Шеффер Ю.П.	Герой России, заслуженный летчик-испытатель СССР
Юмашев Ю.И.	заслуженный летчик-испытатель СССР
Юрсков Н.И.	летчик-испытатель

ШТУРМАНЫ

Абдулаев И.И.	штурман-испытатель
Баженов Г.Н.	штурман-лидировщик ГА
Буранов П.Р.	штурман-испытатель
Вязигин В.В.	заслуженный штурман-испытатель
Еременко А.В.	заслуженный штурман-испытатель СССР
Качалов В.А.	штурман-испытатель
Козел М.М.	заслуженный штурман-испытатель СССР
Николаев А.Н.	заслуженный штурман-испытатель СССР
Педос В.И.	штурман-испытатель
Рябцев С.А.	штурман ГА
Сенюк А.А.	штурман ГА
Сикачев Л.С.	заслуженный штурман-испытатель
Толмачев Н.И.	заслуженный штурман-испытатель СССР
Трошин В.А.	заслуженный штурман-испытатель СССР
Храмов С.П.	штурман ГА
Шевцов А.С.	штурман-испытатель

БОРТИНЖЕНЕРЫ

Аваев Ю.Н.	бортинженер-испытатель
Венедиктов В.Л.	бортинженер-испытатель
Дралин А.И.	бортинженер-испытатель
Исаев В.П.	бортинженер-испытатель
Кочетков О.Н.	бортинженер-испытатель

Кремлев Ю.М	бортинженер-испытатель
Криулин А.А.	бортинженер-испытатель
Мерзликин К.В.	бортинженер-испытатель
Николаев О.А.	бортинженер-испытатель
Романов В.П.	бортинженер-испытаталь
Селиверстов Ю.Т.	бортинженер-испытатель
Соломатин В.В.	бортинженер-испытатель
Тарарухин А.В.	бортинженер-испытатель
Требунцов Е.А.	бортинженер ГА
Троепольский А.С.	бортинженер-испытатель

ВЕДУЩИЕ ИНЖЕНЕРЫ-ИСПЫТАТЕЛИ

Авакимов С.П.	ведущий инженер-испытатель
Бендеров В.Н.	технический руководитель испытаний до 1973 г., ведущий инженер-испытатель
Борсук В.Н.	ведущий инженер-испытатель
Генов В.Н.	ведущий инженер-испытатель
Исаев В.А.	ведущий инженер-испытатель ГА
Крупянский А.Э.	ведущий инженер Ту-144ЛЛ
Кулеш В.М.	старший ведущий инженер-испытатель, технический руководитель испытаний с 1973 по 1982 г.
Купцов О.А.	ведущий инженер-испытатель
Майборода И.С.	старший ведущий инженер-испытатель ГА, руководитель испытательной бригады ГосНИИГА
Панкевич М.В.	ведущий инженер-испытатель
Первухин Б.А.	ведущий инженер-испытатель
Поклад В.Н.	ведущий инженер-испытатель
Столяров Ю.Е.	ведущий инженер
Федулов Е.А.	ведущий инженер-испытатель
Щербаков А.К.	ведущий инженер Ту-144ЛЛ

Приложение 4

Мировые рекорды, установленные на Ту-144

Подкласс С-1-М (сухопутные самолеты, взлетная масса 100 000–200 000 кг)

Самолет	Рекорд	Показатель	Дата
Ту-144 (самолет 101) СССР-77114	Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 1000 км с грузом 5000 кг/ 10 000 кг/ / 20 000 кг / 30 000 кг	2031,546 км/ч	13.07.83
Ту-144 СССР-77114	Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 2000 км с грузом 5000 кг/ 10000 кг / 20 000 кг / 30 000 кг	2012,257 км/ч	20.07.83
Ту-144 СССР-77114	Подъем с грузом 5000 кг/ 10 000 кг/ 20 000 кг/ 30 000 кг на высоту	18 200 м	20.07.83

Мировые рекорды, установленные на Ту-160

Группа 3: турбореактивные двигатели

Подкласс С-1-S (сухопутные самолеты, взлетная масса 250 000-300 000 кг)

18 рекордов

Самолет	Рекорд	Показатель	Дата
Ту-160	Подъем без груза на высоту. Подъем с грузом 1000 кг/ 2000 кг/ 5000 кг/ 10000 кг/ 15 000 кг/ 20 000 кг/ 25 000 кг / 30 000 кг на высоту	14 000 м	03.11.89
Ту-160	Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 2000 км без груза. Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 2000 км с грузом 1000 кг /2000 кг /5000 кг/ 10 000 кг / 15 000 кг/ 20 000 кг / 25 000 кг / 30 000 кг	1678 км/ч	03.11.89

Группа 3: турбореактивные двигатели

Подкласс С-1-R (сухопутные самолеты, взлетная масса 200 000-250 000 кг) 37 рекордов

Самолет	Рекорд	Показатель	Дата
Ту-160	Подъем без груза на высоту. Подъем с грузом 1000 кг/ 2000 кг/ 5000 кг/ 10 000 кг/ 15 000 кг/ 20 000 кг/ 25 000 кг / 30 000 кг на высоту	13 894 м	31.10.90
Ту-160	Высота горизонтального полета	12 150 м	31.10.90
Ту-160	Скорость при полете по замкнутому маршруту без груза длиной 1000 км. Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 1000 км с грузом 1000 кг/ 2000 кг/ 5000 кг/ 10 000 кг/ 15 000 кг / 20 000 кг/ 25 000 кг/ 30 000 кг	1731,40 км/ч	31.10.90
Ту-160	Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 2000 км без груза. Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 2000 км с грузом 1000 кг / 2000 кг / 5000 кг / 10 000 кг / 15 000 кг / 20 000 кг / 25 000 кг / 30 000 кг	1195,70 км/ч	22.05.90
Ту-160	Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 5000 км без груза. Скорость при полете по замкнутому маршруту длиной 5000 км с грузом 1000 кг/ 2000 кг / 5000 кг / 10 000 кг/ 15 000 кг / 20 000 кг / 25 000 кг / 30 000 кг	920,95 км/ч	24.05.90

Таблица основных типов аэродинамических моделей, результаты испытаний которых при числах М от 0 до 2,35 были использованы при проектировании, расчетах летных данных, определении характеристик устойчивости и управляемости самолетов Ту-144 и Ту-144Д

Типы моделей	Институт. Тип аэродинамической трубы	Сроки испытаний самолета		Число моделей самолета	
		опытн.	серийн.	опытн.	серийн.
Общая форма крыла в плане	ЦАГИ (Т-102Т-108) МГУ, ОКБ (ВП)	1962–1964 гг.	1963–1970 гг.	7	3
Компоновка, размещение силовой установки и органов управления	ЦАГИ (Т-102Т-106, Т-112, Т-108, Т-113), ОКБ (Т-1, Т-2)	1960–1965 гг.	1963–1972 гг.	5	3
Создание исходного экспериментального материала для выбора плоской формы крыла в плане	ЦАГИ (Т-112, Т-113, Т-114, Т-102, Т-106, Т-109 ОКБ (ВП)	1960–1965 гг.	1963–1970 гг.	62	10
Модели самолетов других типов для сравнения	ЦАГИ (Т-102, Т-112, Т-113)	1964–1968 гг.	1969 г.	3	1
Модели для детального изучения организации срединной части крыла (по сравнению с плоским крылом)	ЦАГИ (Т-112, Т-113), СибНИА ИТПМ ОКБ (ВП)	1966–1968 гг.	1964–1977 гг.	3	2
Модели для детальной отработки плана крыла	ЦАГИ (Т-102, Т-106, Т-109, Т-102)	1967 г.	1997 г.	1	5

Типы моделей	Институт. Тип аэродинамической трубы	Сроки испытаний самолета		Число моделей самолета	
		опытн.	серийн.	опытн.	серийн.
Модели для оптимизации деформации крыла	ЦАГИ (Т-102, Т-109, Т-112, Т-113), ИТПМ (Т-313)	1965–1967 гг.	До 1978 г.	1	5
Модели для отработки внешней и внутренней аэродинамики силовой установки (воздухозаборник, сопло)	ЦАГИ (Т-113, Т-102, СВС-1, СВС-2, ТПД, Т-109, Т-106), ОКБ (Т-1,ВТ)	До 1970 г.	До 1980 г.	4	7
Модели для определения аэродинамических характеристик	ЦАГИ (Т-102, Т-106, Т-109, Т-101, ТПД, СВС-2)	До 1968 г.	До 1978 г.	2	3
Модели для отработки местных конструктивных решений	ЦАГИ (Т-112, Т-113, Т-102, Т-109), ИПТМ	До 1971 г.	До 1978 г.	3	2
Модели для определения аэродинамических коэффициентов устойчивости и управляемости (кроме специальных моделей использовались результаты всех испытаний на шестикомпонентных весах)	ЦАГИ (Т-101, Т-102, Т-113, Т-102, Т-109)	До 1969 г.	До 1978 г.	1	3
Модели для оценки влияния числа Рейнольдса (Re)	ЦАГИ (Т-113, Т-102, Т-106, Т-109, Т-101), ИТПМ (Т-202), ОКБ (Т2, ВП)	До 1996 г.	До 1976 г.	2	2
Модели для оценки интерференции между элементами самолета	ЦАГИ (Т-112, Т-113), ИТПМ (Т-202), ОКБ (Т2)	До 1967 г.	До 1980 г.	2	3
Модели для оценки влияния качества внешней поверхности	ЛИАП, ОКБ (Т-1, Т-2, ВТ)	До 1967 г.	До 1980 г.	1	7
Модели для выбора безмоментной механизации	ЦАГИ (Т-102,Т-103), МГУ	До 1968 г.		3	
Модели выбора компоновки самолета с ПК	ЦАГИ (Т-101, Т-102, Т-103, Т-106), ОКБ (ВТ)		1968–1976 гг.		4
Компоновка профиля ПК	ЦАГИ (Т-102, Т-103, Т-106, Т-101), ОКБ (ВТ)		1968–1976 гг.		4
Модели для определения влияния упругой формы на аэродинамические коэффициенты	ЦАГИ (Т-106, Т-109, Т-112, Т-113), ИПТМ (Т-313)	До 1967 г.	До 1977 г.	4	6
Модели для оценки влияния земли	ЦАГИ (Т-102, Т-103), СибНИА ОКБ (ВТ)	До 1967 г.	До 1978 г.	3	3
Модели для оценки влияния режимов работы силовой установки	ЦАГИ (СВС-1, СВС-2, Т-102, Т-109, ТПД)		До 1981 г.	1	3
Контрольные модели (оценка влияния летных испытаний)	ЦАГИ (Т-102, Т-109)		До 1973 г.	1	2
Модели для решения местных задач и отдельных вопросов	Все участники работ		До 1980 г.	9	15

Всего было изготовлено более 130 оригинальных моделей, без учета их доработок и модификаций, проводимых в процессе испытаний.

Об авторах



Валентин Иванович Близнюк

В ОКБ Туполева с 1953 года. Окончил МАИ имени С. Орджоникидзе. Участвовал в разработке самолетов Ту-95, Ту-91, Ту-22,Ту-123. Руководитель подразделения технических проектов, заместитель главного конструктора, затем Главный конструктор самолета Ту-144. Главный конструктор самолета Ту-160. Лауреат Государственной премии.



Леонид Евгеньевич Васильев

Работает в ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского с 1955 года после окончания МФТУ. Кандидат технических наук. Специалист в области прикладной аэродинамики. Лауреат премии Н.Е. Жуковского.



Владимир Михайлович Вуль

Работает в авиационной промышленности с 1942 года. Ведущий специалист в области силовых установок. Профессор. Руководитель моторного подразделения АНТК имени А.Н. Туполева (1974–1997). Лауреат Государственной премии СССР.



Валентин Тихонович Климов

В авиационной промышленности с 1960 года. Закончил МАТИ имени К.Э. Циолковского. Доктор технических наук. Профессор. Заслуженный изобретатель России. Начальник Жуковской летно-испытательной и доводочной базы (1982–1991). Генеральный директор АНТК имени А.Н. Туполева (1992–1997). Главный конструктор.



Арсений Дмитриевич Миронов

Работает в ЛИИ имени М.М. Громова с 1941 года после окончания МАИ имени С. Орджоникидзе. Доктор технических наук. Профессор. Заместитель начальника ЛИИ по научной работе (1969–1982). Начальник ЛИИ (1982–1985). Главный научный сотрудник. Эксперт ИКАО по звуковому удару.



Алексей Андреевич Туполев

Работает в авиационной промышленности с 1942 года. Закончил МАИ имени С. Орджоникидзе в 1949 году. Академик РАН. Главный конструктор самолетов Ту-123 и Ту-144. Генеральный конструктор с 1972 года. Лауреат Государственной премии СССР. Лауреат Ленинской премии (1980). Герой Социалистического Труда.



Юрий Николаевич Попов

В авиационной промышленности работает с 1950 года после окончания МАИ имени С. Орджоникидзе. На АНТК имени А.Н. Туполева с 1961 года. Заместитель Главного конструктора по самолету Ту-144. Ответственный за обеспечение эксплуатационных испытаний и пассажирских перевозок. Заместитель Генерального конструктора по экономике (1986–1992). Заместитель главного конструктора по перспективным программам.



Александр Леонидович Пухов

Работает на АНТК имени А.Н. Туполева с 1960 года после окончания МАИ имени С. Орджоникидзе. Специалист по проектированию и компоновке. Главный конструктор. Профессор. Директор программ сверхзвуковых перспективных самолетов.



Георгий Алексеевич Черемухин

В авиационной промышленности с 1942 года. Окончил МАИ имени С. Орджоникидзе в 1947 году. Участвовал в проектировании самолетов Ту-16, Ту-95, Ту-104, Ту-114. С 1958 года — руководитель отделения аэродинамической компоновки сверхзвуковых самолетов.
С 1974 года руководитель подразделения аэродинамики АНТК имени А.Н. Туполева. Лауреат премии Н.Е. Жуковского.
Лауреат Ленинской премии.

Библиография

1. Туполев А.Н. Грани дерзновенного творчества: Избранные работы. М.: Наука, 1988.
2. 60 лет ОКБ А.Н. Туполева. М.: ЦАГИ, 1982.
3. Туполев А.Н. Жизнь и деятельность. М.: ЦАГИ, 1989.
4. Шахурин А.И. Крылья победы. М.: Политическая литература, 1985.
5. Исследования динамики и управляемости самолетов // Юбилейный сборник ЛИИ. М: Машиностроение, 1993. С. 91–92.
6. Научно-технический сборник ЛИИ. 1970. № 54, вып. 1.
7. Научно-технический сборник ЛИИ. 1970. № 57.
8. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965.
9. Техника воздушного флота. 1970. № 6.
10. Пашковский И.М., Фрумкин И.В., Черемухин Г.А. Пилотажные качества экспериментального сверхзвукового самолета схемы «бесхвостка», аналога Ту-144 // ТВФ. 1975. № 3.
11. ЦАГИ: Основные результаты научной деятельности (1968–1993 гг.) М.: Наука; Физматлит, 1996.
12. ЛИИ (1941–1991 гг.): Летные исследования и испытания // Научно-технический сборник. М.: Машиностроение, 1993.
13. Хргиан А.Х. Физика атмосферного озона. СПб.: Наука, 1993.
14. Васильев Л., Попов С., Свищев Г. Проблемы создания сверхзвукового самолета второго поколения. М.: Полет, 1998.
15. Ригмант В. Под знаками «АНТ» и «ТУ» // Журн. «Авиация и космонавтика». Дек. 1997, № 10; апр., июнь 1998, № 9; ноябрь 1999, №9.
16. Mike Riley. The Concorde. Stick and rudder book. Oxford. 1990.
17. John Davis. The Concorde affair. Leslie Frewin. London. 1979.
18. Гагин В. Самолеты Воронежского завода. НПП «Траст», Воронеж. 1996
19. Guidance material on SST Aircraft operations. Circular 126-AN/91. Montreal. Canada.
20. Дынкин А. Самолет начинается с двигателя. Изд-во «Рыбинское подворье», 1995.
21. Howard Moon. The technopolitics of the Tupolev-144. New-York. Orion Books. 1989
22. Louis J. Williams. Is a second-generation supersonic airliner possible. Financial times Conference. Commercial Aviation and Aerospace-Toward the Year 2000.
23. Kenneth Owen. Concorde and the Americans. International politics of the supersonic transport. Smithsonian intitution press. Washington and London. 1998.
24. Учебные записки ЦАГИ. Том 3. №1. М. ЦАГИ. 1972.
25. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы. // Сборник под ред. Г.Л. Гроздовского. М.: Машиностроение. 1975.
26. Исследования по аэродинамике неплоских крыльев // Сборник ИТПМ СО АН СССР. 1977.
27. Соболев Д.А. Самолеты особых схем. М.: Машиностроение. 1985.
28. Aerospace Journal. V7. May 1997.
29. Труды ЦАГИ. Вып. 1923. 1978.
30. Акустические характеристики сверхзвуковых пассажирских самолетов. // Сборник «Аэроакустика». М.: Наука. 1980.
31. Арлазоров М. Гражданская реактивная создавалась так... М.: Политиздат. 1976.
32. Залесская Е.Л., Черемухин Г.А. Инженер божьей милостью... М.: Авико-Пресс. 1997.
33. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука; Физматлит. 1998.
34. ШЛИ (Школа летчиков-испытателей) со временем... // Сборник / Под ред. И. Знаменской.Жуковский. «Жуковские вести». 1999.
35. Васильев Л., Васильев В., Климин А., Самохин В., Свищев Г. Межконтинентальный сверхзвуковой деловой самолет // Труды международного научного симпозиума. Авиационные технологии XXI века. М., 1999.

Список сокращений

АВАКС	Система дальнего радиолокационного обнаружения и управления (англ. AWACS)
АГОС	(Отдел) авиации, гидроавиации и опытного самолетостроения
АНТК	Авиационный научно-технический комплекс
АБСУ	Автоматическая бортовая система управления
АДТ	Аэродинамическая труба
АТ	Автомат тяги
ВВС	Военно-Воздушные Силы
ВДВ	Воздушно-десантные войска
ВМС	Военно-Морские Силы
ВМФ	Военно-Морской Флот
ВФМКБ	Воронежский филиал Московского конструкторского бюро
ВТ	Водяная труба для испытания моделей (гидротруба)
ГосНИИГА	Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации
ГУАП	Главное управление авиационной промышленности
ГосНИИАС	Государственный институт авиационных систем
Д	Дальний
ДБ	Дальний бомбардировщик
ДИ	Двухместный истребитель
ДА	Дальняя авиация
ЖЛИиДБ	Жуковская летно-испытательная и доводочная база
ЗОК	Завод опытных конструкций
И	Истребитель
ИКАО (ICAO)	Международная организация гражданской авиации
ИФАЛПА -IFALPA	Международная организация пилотов гражданской авиации
ИТПМ	Институт теоретической и прикладной механики Сибирского отделения Академии наук
ИС	Инерциальные системы (навигации)
ИНС	Инерциальные навигационные системы
КСПНО	Комплексная система пилотажно-навигационного оборудования
КОСОС	Конструкторский отдел строительства опытных самолетов
ЛИИ	Летно-исследовательский институт им. М. Громова
ЛИ	Летные испытания
МАП	Министерство авиационной промышленности СССР
МГА	Министерство гражданской авиации
МАИ	Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе
МИИЭА	Московский институт электроники и автоматики
МГУ	Московский государственный университет им. М. Ломоносова
МАТИ	Московский авиационно-технологический институт (университет) им. К. Циолковского
МЗ	Машиностроительный завод
ММЗ «Опыт»	Московский машиностроительный завод «Опыт»
М	Число Маха (определяет скорость)
МВТУ	Московское высшее техническое училище (университет) им. Н. Баумана
НИАТ	Научно-исследовательский институт авиационных технологий
НИИ	Научно-исследовательский институт
НИИ ВВС	Научно-исследовательский институт Военно-Воздушных Сил
НИИРП	Научно-исследовательский институт резиновой промышленности
ОКБ	Опытно-конструкторское бюро
ПС	Пассажирский самолет
ПЧВЗ	Передняя часть воздухозаборника
ПЧК	Передняя часть крыла
РИИГА	Рижский институт инженеров гражданской авиации
СРД	Система регулирования давления
СКВ	Система кондиционирования воздуха
СТС	Сверхзвуковой транспортный самолет
СПС	Сверхзвуковой пассажирский самолет
СБ	Скоростной бомбардировщик
СОС	Секция опытного самолетостроения
СЧВЗ	Средняя часть воздухозаборника
СУЗ	Система управления воздухозаборниками
СЧК	Средняя часть крыла
ТБ	Тяжелый бомбардировщик
ТБК	Термобарокамера (камера для моделирования высотных условий с возможностью подачи горячего воздуха)
ТВД	Турбовинтовой двигатель
ТРД	Турбореактивный двигатель
ТХУ	Турбохолодильная установка
ФАС	Федеральная авиационная служба РФ
ФСВТ	Федеральная служба воздушного транспорта РФ
ФАБ	Фугасная авиационная бомба
ФАИ	Международная федерация аэронавтики (Federation Aeronautique Internationale)
ЦАГИ	Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Жуковского
ЦИАМ	Центральный институт авиационного моторостроения им. П. Баранова
ЦКБ	Центральное конструкторское бюро
ЭЛТ	Электронно-лучевая трубка (элемент оборудования кабины пилотов)

Близнюк В., Васильев Л., Вуль В., Климов В.,
Миронов А., Туполев А., Попов Ю., Пухов А.,
Черемухин Г.

**ПРАВДА
О СВЕРХЗВУКОВЫХ
ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТАХ**

Редакторы *И. Колчина, Л. Сидоренко*
Корректор *Е. Коротаева*
Компьютерная верстка *А. Смирновой*

Лицензия № 010184 от 14.04.97.
Подписано в печать 25.11.2000. Формат $84 \times 108^1/_{16}$.
Бумага офсетная № 1. Гарнитура «Миньон». Печать офсетная.
Усл. печ. л. 35,28. Тираж 3500 экз. Заказ № 1523 (Кр+л).

Издательство «Московский рабочий»,
101854, ГСП, г. Москва, Чистопрудный бульвар, 8.

Отпечатано с готовых диапозитивов на Государственном унитарном предприятии Смоленский полиграфический комбинат Министерства Российской Федерации по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций.
214020, Смоленск, ул. Смольянинова, 1.